FACOLTÀ DI INGEGNERIA CIVILE E INDUSTRIALE

CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AERONAUTICA

IMPATTO AMBIENTALE DEI MOTORI AERONAUTICI*

(ENVIRONMENTAL IMPACT OF AIRCRAFT ENGINES)

Diego Lentini

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

Sapienza Università di Roma

anno accademico 2018/19

* https://diegolentini.wordpress.com (Materiale didattico).

Gli studenti sono caldamente invitati a segnalare eventuali imprecisioni,
richieste di ulteriore chiarimento, e qualsiasi altra proposta di miglioramento, all'autore:

Diego Lentini
e–mail diego.lentini@**yahoo.com**

Capitolo 1
Introduzione

1.1 Classificazione delle emissioni

Le emissioni da parte di un aereo possono essere classificate in emissione chimiche e di rumore. Le emissioni chimiche constano di inquinanti (sostanze che hanno un effetto dannoso) e contaminanti (che non hanno un effetto dannoso diretto, ma possono alterare il clima). Tra i primi annoveriamo gli ossidi di azoto (monossido NO, biossido NO_2) indicati complessivamente come NO_x, gli ossidi di zolfo (anidride solforosa SO_2, anidride solforica SO_3) indicati complessivamente come SO_x, il *soot* (particolato), che consta di particelle sostanzialmente composte di carbonio (con qualche piccolo contributo di H, ed ancor più piccolo di O) con dimensioni che spaziano dal nm al μm (al più), che si generano nella combustione di tutti gli idrocarburi, poi il monossido di carbonio CO e gli idrocarburi incombusti (UHC, *Unburned HydroCarbons*). I contaminanti invece sono l'anidride carbonica e l'acqua (emessa allo stato di gas dai motori), nonché il protossido d'azoto N_2O. Va osservato che l'aviazione incide solo per il 3,5% circa sui consumi globali di combustibile[1] (questa percentuale è comunque in crescita, a causa del continuo aumento del traffico aereo), ed in particolare il suo contributo alle emissioni di anidride carbonica (il principale gas che provoca l'effetto serra) è attualmente intorno al 2%, vedi fig. 1.1, percentuale che comunque si prevede salirà al 3% entro il 2050; premettiamo che occorre però considerare, come si vedrà, anche altri effetti indotti dagli aerei. Tuttavia, le emissioni degli aerei possono comunque risultare importanti sotto alcuni aspetti in quanto essi operano in quota, vedi fig. 1.2 (tipico problema, l'impoverimento dello strato d'ozono stratosferico). Per quanto riguarda le emissioni di rumore, queste provengono dai motori (che certamente sono la fonte principale al decollo) ma anche dal velivolo stesso (p. es. dal carrello d'atterraggio, dai *flaps*; in fase di atterraggio i contributi dovuti ai motori ed al velivolo di un aereo moderno sono approssimativamente uguali).

[1] Osserviamo che il termine *combustibile* è quello più generale per indicare una sostanza che rilascia calore nel processo di ossidazione, mentre il termine *carburante* si applica *solo* a combustibili di facile evaporazione, come le benzine. Il cherosene usato dai motori aeronautici è quindi un combustibile, ma *non* un carburante.

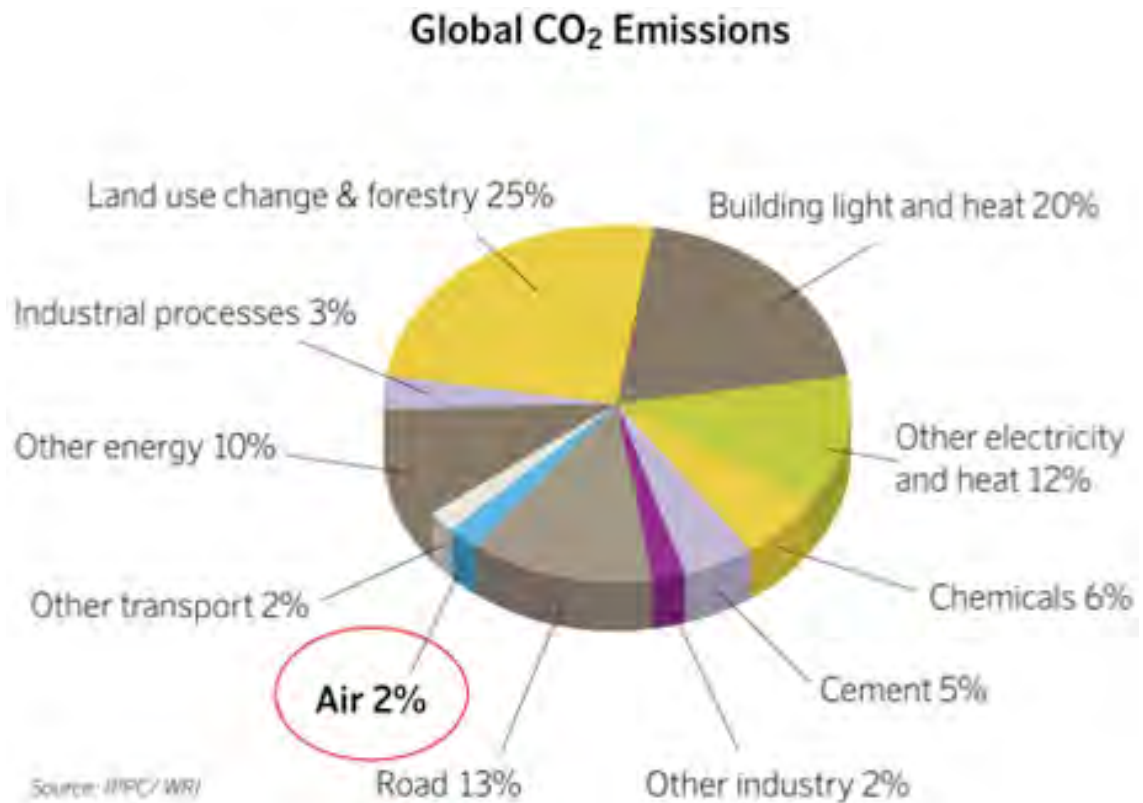



Figure 1.1: Contribuenti alle emissioni globali di CO_2, da [1].

1.2 Normativa sulle emissioni

Le emissioni sono oggetto di norme, dapprima emesse separatamente dalla FAA (*Federal Aviation Administration*) negli USA, che ha stabilito le FAR (*Federal Aviation Regulations*), e dalla JAA (*Joint Aviation Authorities*) in Europa, che ha istituito i JAR (*Joint Airworthiness Requirements*). Successivamente le normative sono state unificate a livello mondiale dall'ICAO (*International Civil Aviation Organization*), ed in particolare sono specificate nell'Annex 16 delle relative norme (successivi aggiornamenti delle quali sono indicati con il nome di *Chapters* numerati). A queste norme, globalmente valide, possono aggiungersi limitazioni imposte dai singoli aeroporti (p. es. l'aeroporto di Heathrow a Londra ha imposto norme sul rumore ancora più restrittive di quelle dell'ICAO; questo ha comportato tra l'altro una modifica del progetto delle gondole dei motori dell'Airbus 380, per poter schermare più efficacemente il rumore emesso e rispettare quindi i nuovi limiti). Le norme sulle emissioni, con il passare degli anni, sono divenute via via più stringenti, ed attualmente stanno diventando il vincolo più costrittivo nello sviluppo di nuovi motori e nuovi aerei (situazioni simili si erano in realtà già verificate in passato, quando le norme introdotte sul rumore hanno portato al ritiro dal

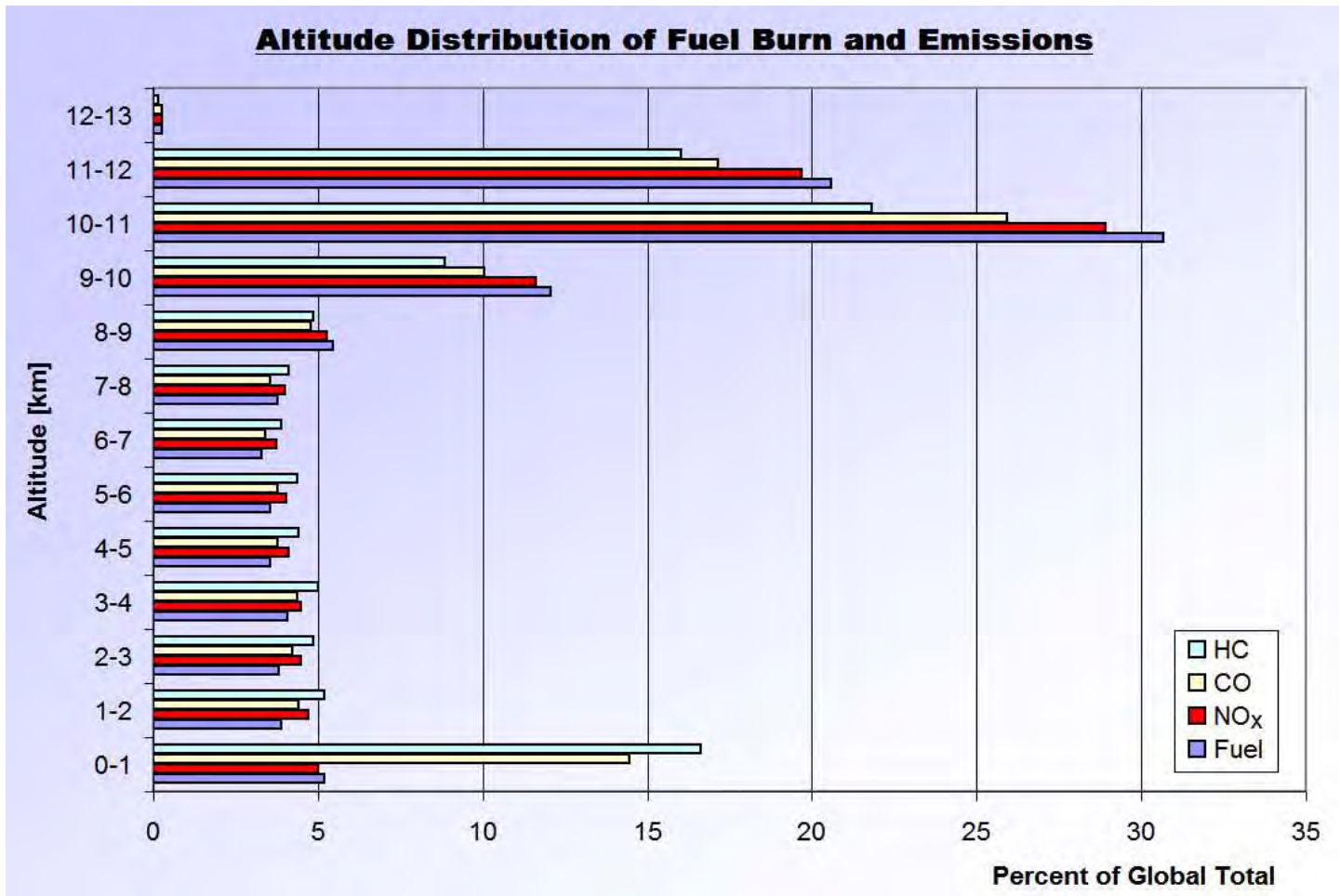



Figure 1.2: Distribuzione in funzione della quota di volo del combustibile bruciato e delle emissioni (qui HC sta per UHC), da [2].

servizio di aerei come il Boeing 707, il Douglas DC8, il de Havilland Trident, ed il Caravelle della Sud Aviation; ai tempi dell'introduzione in servizio del Concorde, manifestazioni contro il *boom* emesso dai supersonici hanno portato a limitare il servizio di tale aereo a voli sopra l'oceano). L'interesse per la riduzione delle emissioni ha comunque anche un'importante ricaduta economica; per esempio in alcuni aeroporti l'orario di apertura è limitato per evitare disturbo alla popolazione circostante nelle ore notturne. Aerei più silenziosi permetterebbero p. es. di anticipare di un'ora l'orario di apertura dell'aeroporto, e di posticiparne la chiusura di un'ora, sì che p. es. un aereo potrebbe effettuare un volo in più al giorno, con evidente maggior ritorno economico. Inoltre, alcuni aeroporti applicano tasse di atterraggio più alte per velivoli rumorosi, vedi fig. 1.3; simili provvedimenti sono stati presi da Svizzera e Svezia anche in relazione alle emissioni di NO_x e UHC.

Figure 1.3: Aeroporti europei che hanno istituito tasse sulle emissioni di rumore, da [3].

Come esempio di normativa stabilita dall'ICAO, consideriamo quella relativa alle emissioni di rumore (misurato in EPNdB, *Effective Perceived Noise* decibel, vedi par. 5.3). Vengono definiti alcuni punti standard per la misurazione del rumore emesso dall'aereo all'atterraggio, vedi fig. 1.4 (in questo caso si considera un punto 2 chilometri a monte dell'inizio della pista) ed al decollo (si considera un punto 6,5 chilometri a valle dell'inizio della pista); si considera inoltre un punto di misura laterale alla pista, ad una distanza di 450 m dal suo asse. Le norme introdotte nel 1977 (cosidetto Chapter 3), vedi fig. 1.5, stabiliscono che, per aerei di massa al decollo inferiore a 34 000 kg, il livello di rumore

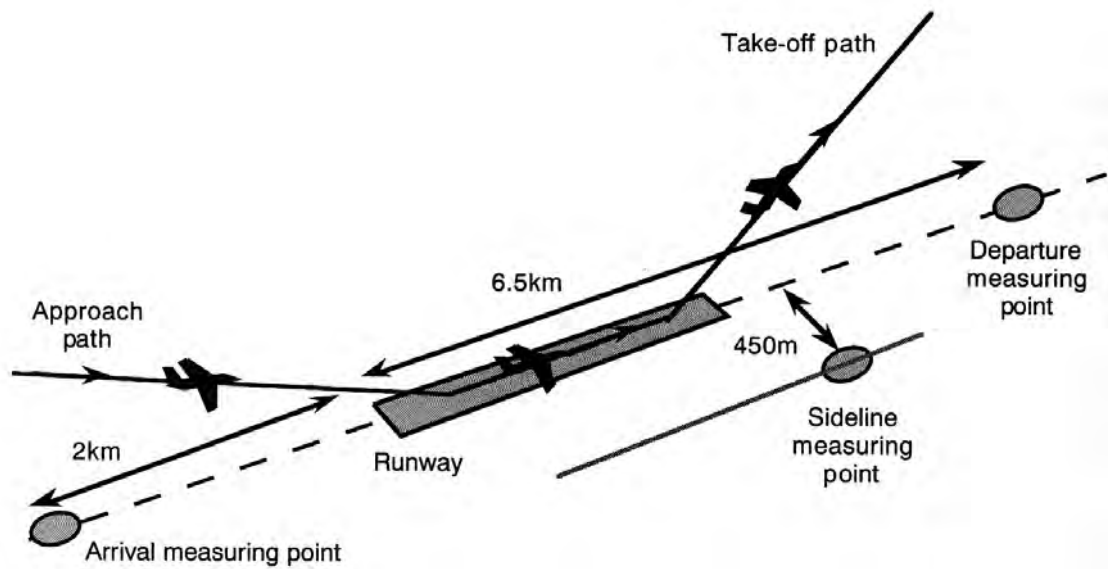



Figure 1.4: Posizioni standard per la misura del rumore, da [4].

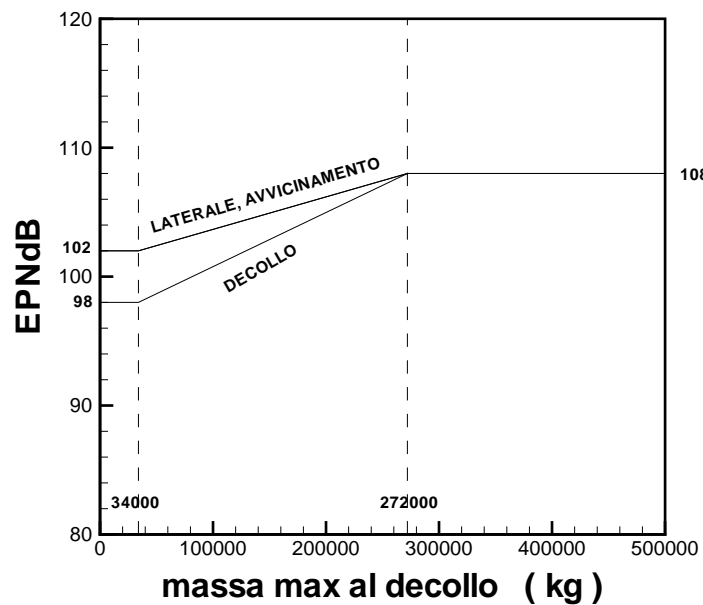



Figure 1.5: Limiti sul rumore imposti dalle norme ICAO Annex 16, Chap. 3 (1977). Le norme del Chap. 4 (2006) impongono che la somma dei 3 contributi sia inferiore di 10 dB rispetto al Chap. 3. Il Chap. 14 (2018) prevede un'ulteriore riduzione di 7 dB.

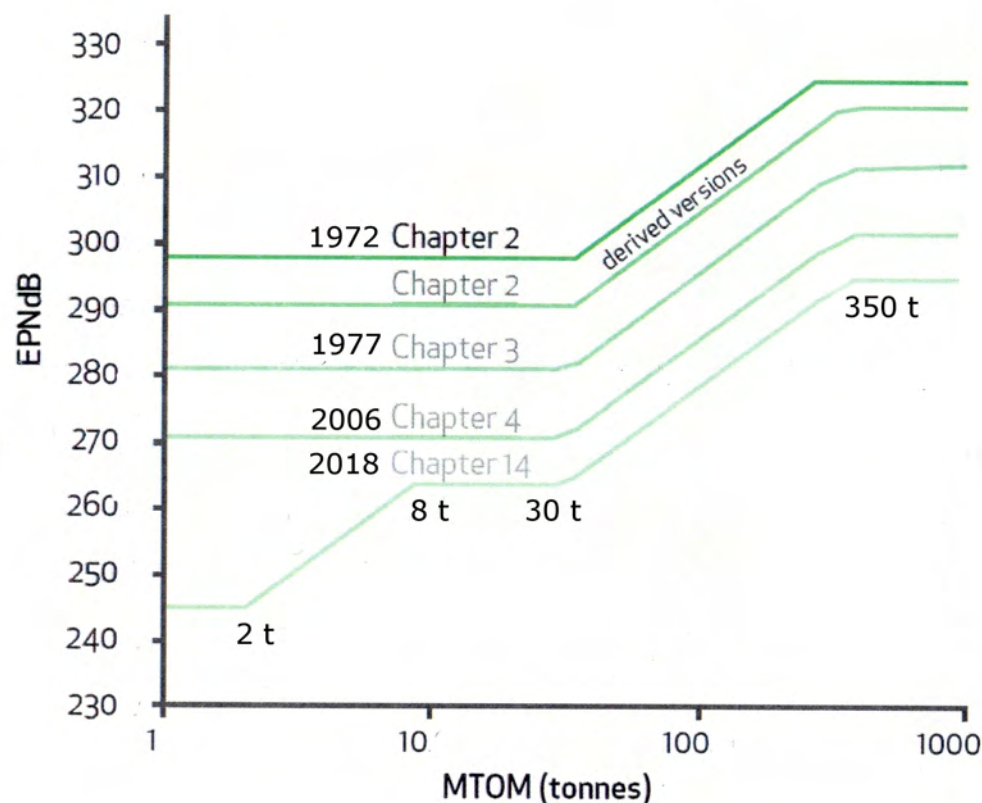



Figure 1.6: Riduzione storica dei limiti massimi di rumore (somma dei tre contributi) percepiti a terra imposti dalle norme CAEP (*Committee on Aviation Environmental Protection* dell'ICAO), in funzione della massima massa al decollo (MTOM), adattata da [5].

equivalente percepito al decollo non possa superare i 98 dB, e in fase di atterraggio[2] i 102 dB; anche per la posizione laterale si fissa un limite di 102 dB. Per aerei di massa al decollo superiore ai 272 000 kg, il limite è fissato a 108 dB per tutte e tre le condizioni. Per aerei di massa al decollo compresa tra i 34 000 ed i 272 000 kg, si procede ad una interpolazione lineare per individuare il limite di rumore. La motivazione che giustifica la concessione di limiti più alti ad aerei di massa maggiore è che tali aerei trasportano un numero maggiore di passeggeri (od un carico più alto), e quindi consentono di effettuare un numero minore di voli. È comunque consentito eccedere lievemente i limiti imposti (ma di non più di 2 dB) in una o due delle tre posizioni standard di rilevazione del rumore, purché si abbia una corrispondente riduzione del rumore (rispetto al massimo consentito dalle norme) nelle rimanenti posizioni. Successivamente, nel 2006 sono state introdotte norme più restrittive (Chapter

[2]Si osservi che, sebbene il rumore al decollo sia più intenso, esso è di durata più breve rispetto a quello all'atterraggio, in quanto l'aereo sale rapidamente in quota; pertanto il disturbo *equivalente* da rumore risulta appunto minore.

4) che richiedono che la *somma* dei tre contributi di rumore sia di 10 dB inferiore a quanto previsto dal Chap. 3 (non importa come la riduzione sia ripartita sulle tre direzioni). Recentemente è entrato in vigore il Chap. 14, che prevede un'ulteriore riduzione di 7 dB della somma dei tre contributi del rumore percepito a terra; anche la dipendenza dalla massa al decollo dell'aereo è stata rivista, vedi fig. 1.6. Altri norme specifiche dell'Annex 16 riguardano aerei ad elica (Chaps. 5, 6 e 10), STOL (*Short Take–Off and Landing*, Chap. 7), elicotteri (Chaps. 8 e 11), APU (*Auxiliary Power Units*, Chap. 9), aerei supersonici (Chap. 12), e tilt–rotor (convertiplani, Chap. 13).

Per quanto le norme sulle emissioni di inquinanti, esse finora considerano solo le emissioni rilasciate in un ciclo LTO (*Landing and Take–Off*, atterraggio e decollo, vedi par. 2.1), quindi limitano solo le emissioni a livello locale, nei pressi di un aeroporto (come d'altronde le norme sul rumore). Indicata con D_p la massa di un dato inquinante rilasciata in un ciclo LTO, e con F_{00} la spinta statica (cioè la spinta massima fornita dal motore, misurata a terra da fermo) del motore considerato, tali norme stabiliscono limiti, che possono per esempio assumere la forma, per NO_x, del tipo (limitandoci per concisione[3] a considerare motori di spinta superiore ad 89 kN)

$$\frac{D_p}{F_{00}} = \begin{cases} 16.72 + 1.408 \cdot OPR & \text{per} \quad OPR \leq 30 \\ -1.04 + 2 \cdot OPR & \text{per} \quad 30 < OPR \leq 82.6 \\ 32 + 1.6 \cdot OPR & \text{per} \quad OPR > 82.6 \end{cases} \tag{1.1}$$

dove OPR indica l'*Overall Pressure Ratio* del motore (cioè il rapporto di compressione globale del motore, prodotto del rapporto di compressione del fan e del compressore del flusso primario del turbofan; considerando solo la spinta statica, la presa d'aria non contribuisce alla compressione). Tali limiti sono riportati in fig. 1.7; notiamo che un OPR superiore a 82.6, come ipotizzato dalla terza riga della (1.1), non è attualmente raggiunto da nessun motore. La concessione di limiti più alti a motori ad alto OPR è giustificata dal fatto che un alto OPR, pur aumentando le emissioni di NO_x, riduce il consumo specifico di combustibile, come indicato dalla fig. 1.8 (nella quale tuttavia le emissioni di NO_x sono caratterizzate in termini di indice di emissione, che sarà introdotto nel par. 2.1).

[3]Osserviamo che i motori di *tutti* gli aerei commerciali attualmente prodotti da Boeing e Airbus superano il limite degli 89 kN.

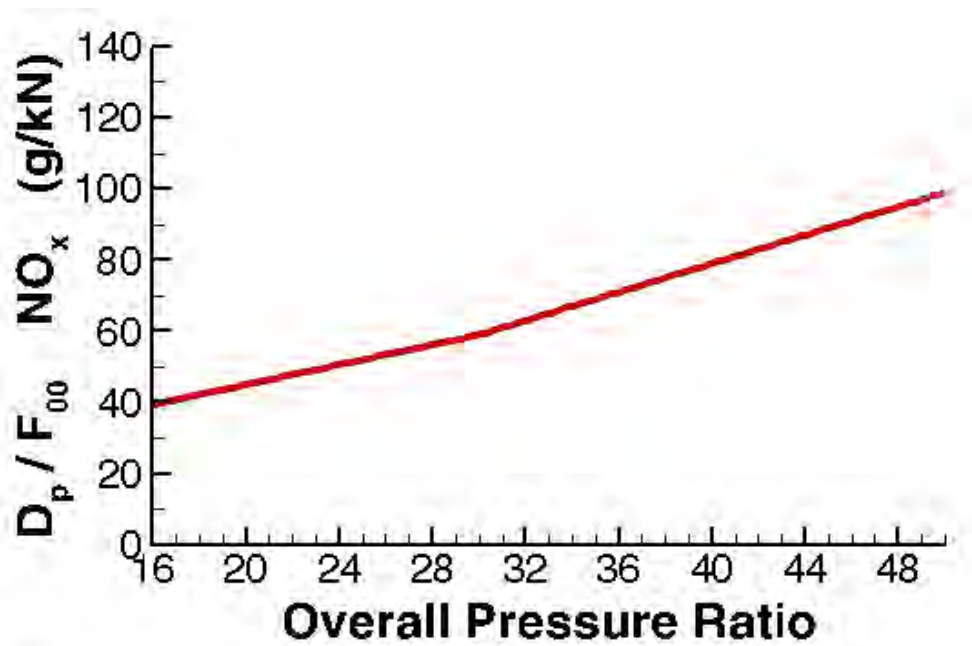



Figure 1.7: Limiti sulle emissioni di NO_x per ciclo LTO, in funzione del rapporto di compressione globale.

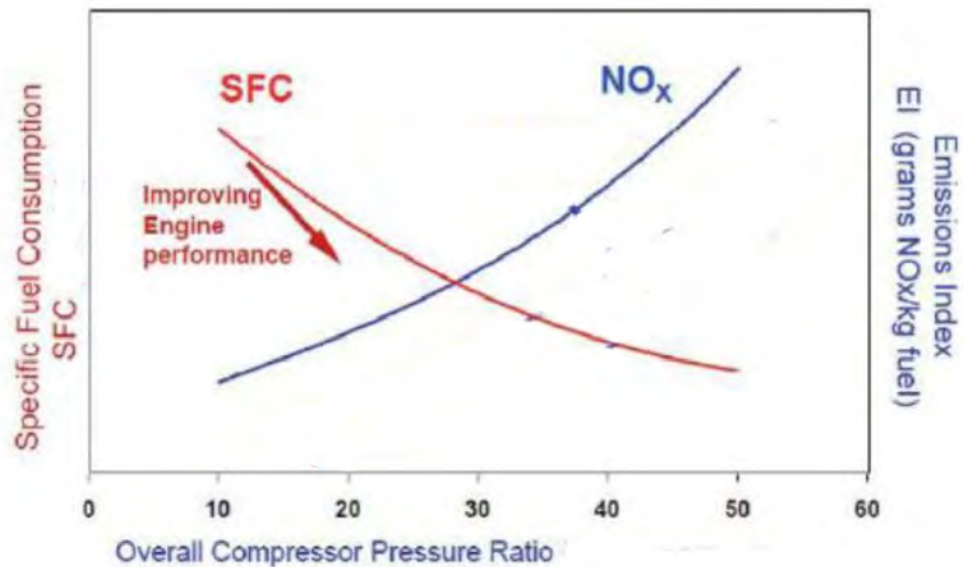



Figure 1.8: Andamenti del consumo specifico di spinta e dell'indice di emissione di NO_x, in funzione del rapporto di compressione globale OPR, adattata da [6].

1.3 *Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation* (CORSIA)

Come visto nel par. 1.2, le norme attuali sulle emissioni considerano solo le emissioni in prossimità del suolo, che danno luogo ad effetti di inquinamento locale. Abbiamo però osservato nel par. 1.1 che le emissioni in quota, in particolare di ossidi di azoto, danno luogo ad importanti effetti sullo strato d'ozono stratosferico (vedi par.2.4); inoltre, le emissioni di anidride carbonica contribuiscono al riscaldamento globale (vedi par.2.3).

Per quanto riguarda gli ossidi di azoto, non sono attualmente in vigore normative per quanto riguarda le emissioni in quota, anche perché, mentre è relativamente facile misurare le emissioni al suolo, la loro determinazione in quota è invece alquanto aleatoria [7].

Per quanto riguarda le emissioni di anidride carbonica, esse sono direttamente proporzionali al consumo di combustibile (la combustione di un kg di combustibile per motori aeronautici rilascia 3.16 kg di anidride carbonica). Esse finora non sono state oggetto di norme restrittive, sulla base del ragionamento che le linee aeree sono esse per prime interessate a ridurre il consumo di combustibile. Tuttavia, la rapida crescita del trasporto aereo, dell'ordine del 5% l'anno, ha imposto di rivedere questa politica, allineandola con quella sulle emissioni da fonti a terra. Quest'ultime sono regolate nell'Unione Europea dall'*Emission Trading Scheme*, che si basa sul principio '*cap and trade*' (limitazione e scambio), per cui ad ogni impianto generatore di anidride carbonica (e/o altri gas di serra) viene assegnato una quota massima di gas di serra che può emettere. Se l'impianto riesce ad emettere una quantità di gas di serra minore del *cap*, può vendere la quota eccedente ad un altro impianto che invece ha superato il *cap* assegnatogli, e viceversa. Le quotazioni di mercato per tonnellata di anidride carbonica emessa sono estremamente variabili, essendosi registrate oscillazioni tra i 3 ed i 30 euro.

Uno schema analogo è stato recentemente delineato dall'ICAO per le emissioni di gas di serra aeronautiche, denominato *Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation* (CORSIA), al fine di garantire una stabilizzazione delle emissioni complessive di gas di serra dall'aviazione civile dal 2020 in poi. Esso sarà adottato inizialmente, dal 2021 al 2026, su base volontaria (hanno aderito finora oltre 75 stati, tra cui tutti i paesi dell'Unione Europea, gli Stati Uniti, la Cina, ma non, ad esempio, l'India, il Brasile e la Russia), e successivamente su base obbligatoria per tutti i paesi che contribuiscono per oltre lo 0,5% al traffico aereo mondiale. Saranno esentati i piccoli paesi insulari, i paesi meno sviluppati ed i paesi in via di sviluppo senza sbocchi al mare.

CORSIA quindi non è un vero e proprio meccanismo di contenimento delle emissioni, ma piuttosto di compensazione, scambio o commercializzazione delle emissioni di gas di serra. Esso comunque si

applica solo ai voli internazionali, in quanto le emissioni dovute a voli interni sono invece computate nella quota di gas di serra emessa da ciascun paese.

1.4 Prospettiva storica

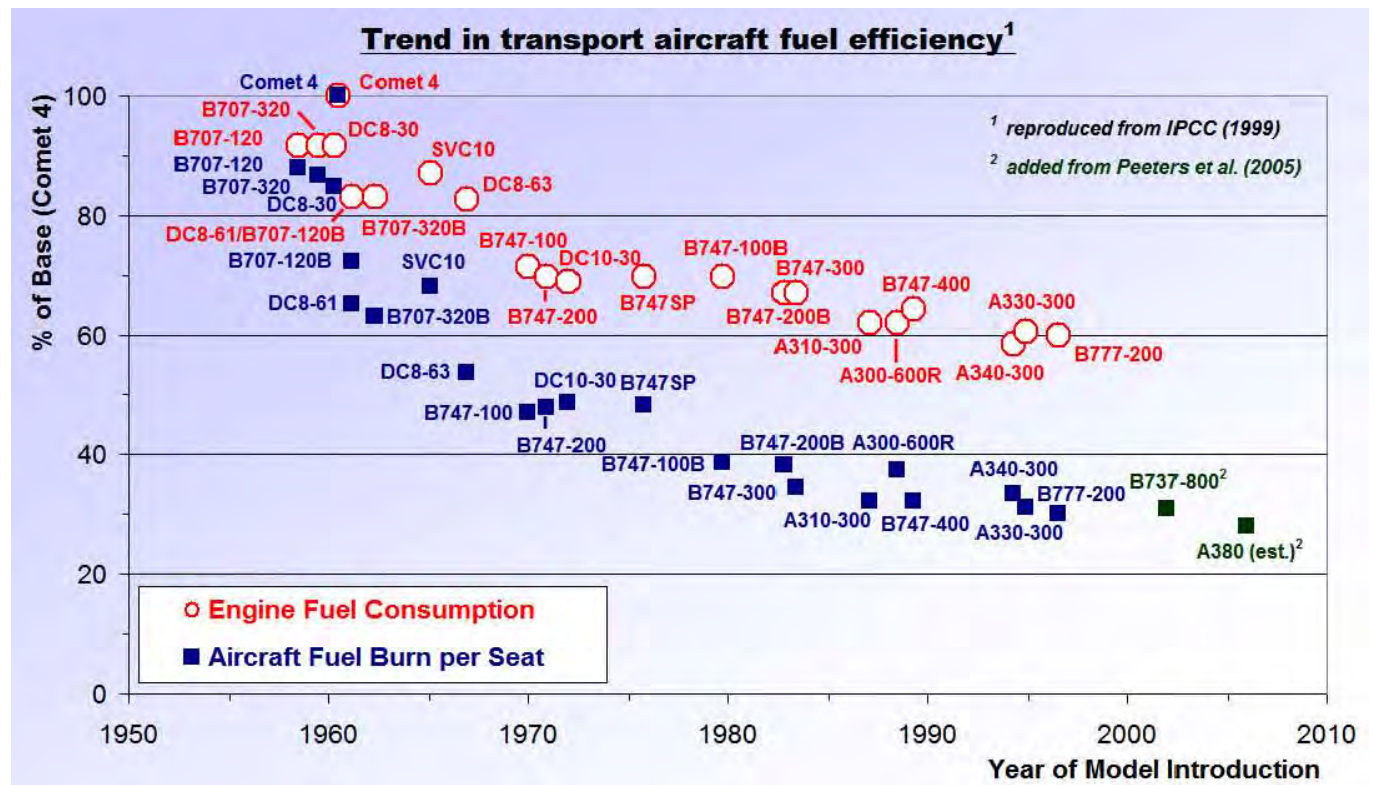



Figure 1.9: Riduzione storica del consumo per unità di spinta (in rosso), e per passeggero–chilometro (in blu), da [8].

Le emissioni, sia di inquinanti che di rumore, degli aerei si sono grandemente ridotte con il passare degli anni. La fig. 1.9 riporta la riduzione del consumo specifico in funzione della data di certificazione; il riferimento iniziale è il primo aereo da trasporto civile a getto, il de Havilland Comet, entrato in servizio nel 1952 (per quanto qui venga considerata la versione Comet IV, entrata in servizio successivamente, nel 1958, dopo che una serie di incidenti avevano portato al ritiro dal servizio di questo aereo). Si può vedere che il consumo specifico dei motori (*Thrust Specific Fuel Consumption* o $TSFC = \dot{m}_f/F$, consumo per unità di spinta) si è ridotto di circa il 40% rispetto ai primi aerei,

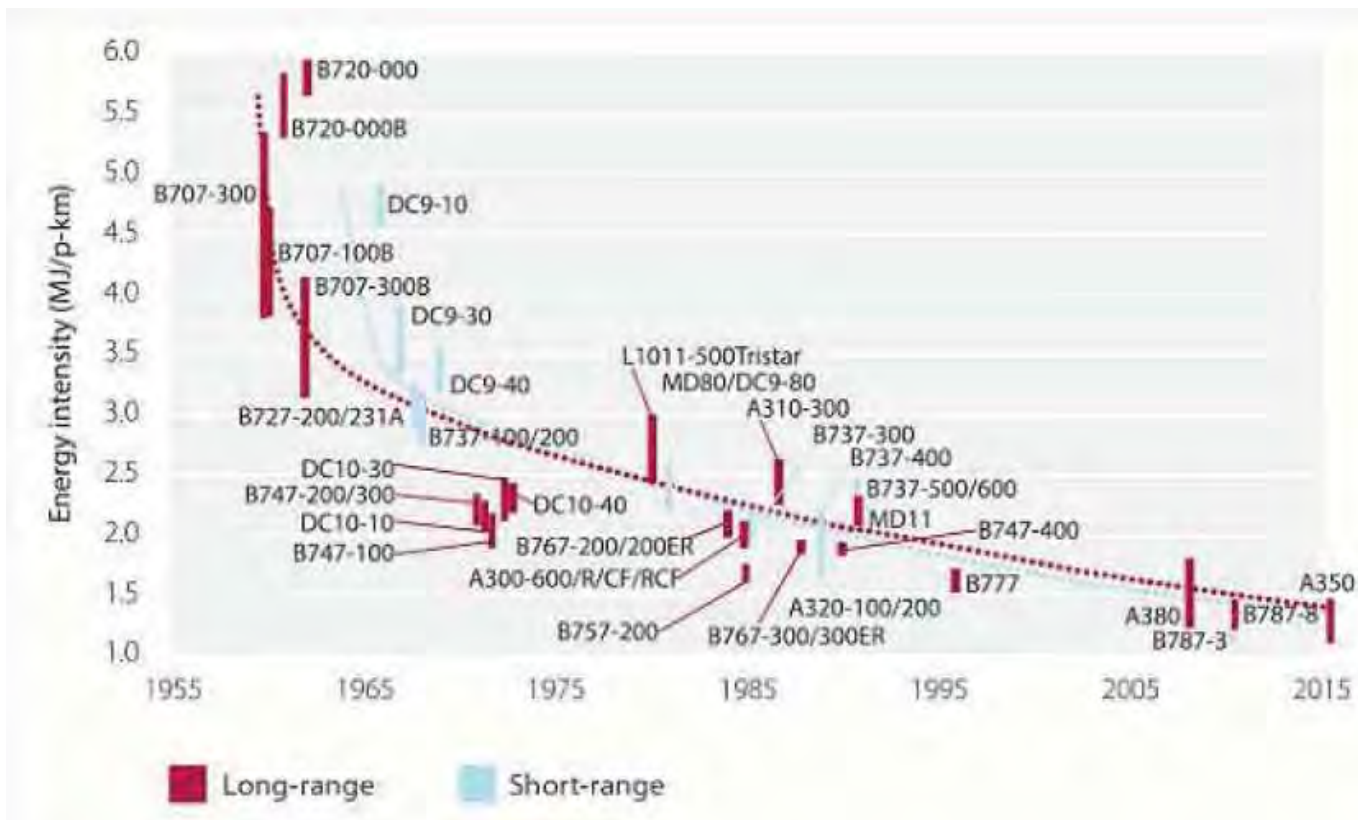



Figure 1.10: Riduzione storica del consumo di energia per passeggero–chilometro, da [9].

e continua tendenzialmente a ridursi. Un concetto analogo è riportato in fig. 1.10, che mostra il consumo in termini di *energia* anziché di massa di combustibile (i due concetti sono evidentemente legati dal fatto che la combustione di un chilogrammo di cherosene rilascia circa 43 MJ). Se però si considera il consumo *per passeggero–km*, si può vedere che il miglioramento è stato alquanto più sensibile, prossimo al 70%; questo è dovuto evidentemente al fatto che, grazie a miglioramenti nell'aerodinamica, nei materiali e nelle strutture (con conseguente riduzione di peso), si è ridotta la spinta richiesta. È ovvio che a questa riduzione di consumi corrisponde anche una riduzione delle quantità di inquinanti e contaminanti emesse.

Anche le emissioni di rumore si sono grandemente ridotte, vedi fig. 1.11, in particolare per l'effetto dell'introduzione del turbofan[4], che grazie alla minore velocità di uscita del getto risulta molto meno rumoroso rispetto al turbogetto semplice. La recente introduzione di turbofan ad alto rapporto di *by–pass* ha ulteriormente migliorato la situazione, vedi anche la fig. 1.12 che evidenzia anche l'interrelazione con le normative sempre più stringenti successivamente introdotte in materia di ru-

[4]Ricordiamo che il turbofan è stato introdotto per il suo minore $TSFC$ rispetto al turbogetto semplice, dovuto al miglior rendimento propulsivo.

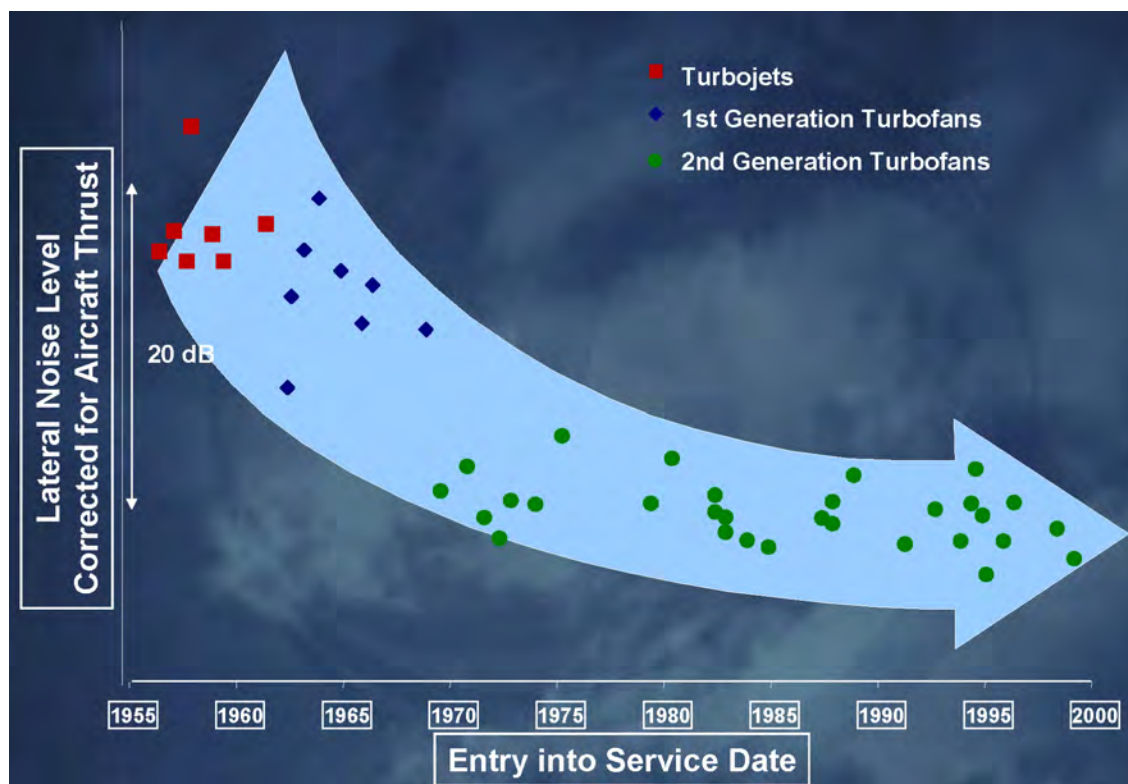



Figure 1.11: Riduzione storica del rumore da aerei commerciali percepito a terra, da [10].

more.

Un discorso analogo vale per le emissioni di NO_x. anch'esse oggetto di norme che stanno diventando sempre più stringenti, vedi fig. 1.13.

L'ACARE (*Advisory Council for Aerospace Research in Europe*) ha pubblicato nel 2001 un documento [14] (recentemente aggiornato [15]) che impegna a conseguire obiettivi molto ambiziosi entro il 2020 (prendendo come riferimento la tecnologia disponibile nell'anno 2000):

a) ridurre le emissioni di CO_2 del 50%

b) ridurre le emissioni di NO_x dell'80%

c) ridurre a metà il rumore emesso

d) eliminare il disturbo da rumore al difuori degli aeroporti

e) tagliare sostanzialmente i costi operativi

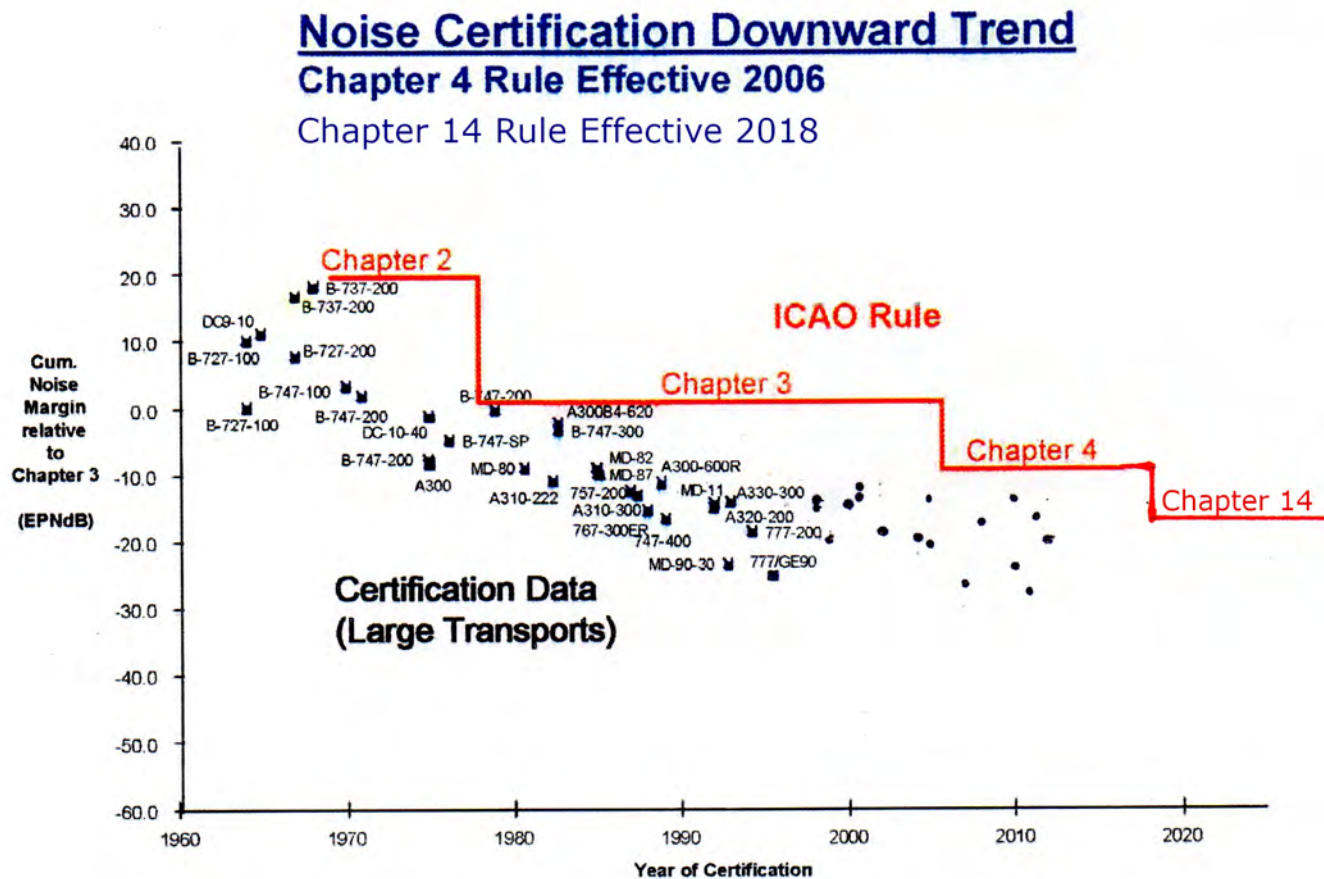



Figure 1.12: Emissioni di rumore da aerei commerciali e normative ICAO nel tempo, adattata da [11, 12].

f) ridurre di cinque volte il tasso di incidenti

g) ridurre drasticamente l'impatto degli errori umani

h) assicurare che il 99% dei voli non subisca ritardi superiori ai 15 minuti

i) assicurare nuovi standards di qualità ed efficienza

j) dimezzare il cosidetto *time–to–market*, ossia il tempo che trascorre tra il primo sviluppo di un miglioramento progettuale e la sua effettiva introduzione sugli aerei in produzione

k) migliorare le sinergie tra ricerca militare (nella quale pure sono investite grosse somme di denaro) e civile.

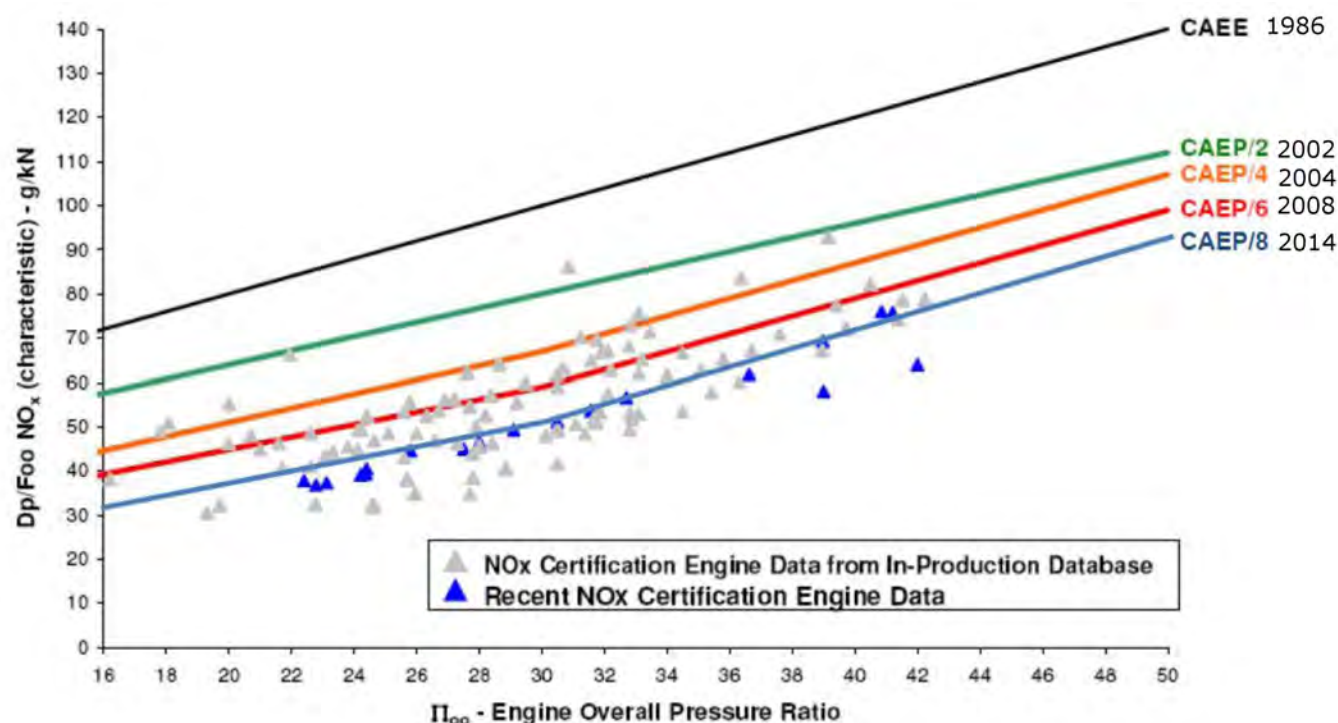



Figure 1.13: Emissioni di ossidi di azoto da aerei commerciali e normative ICAO nel tempo, da [13].

Tra questi obiettivi, i primi quattro sono di diretto interesse ambientale, e prevedono una riduzione delle emissioni di CO_2 del 50% (quindi sostanzialmente una pari riduzione dei consumi, essendo la CO_2 uno dei due prodotti di combustione degli idrocarburi, l'altro essendo l'H_2O), una riduzione delle emissioni di NO_x dell'80%, poi una riduzione a metà del rumore emesso, e la sua totale eliminazione al di fuori degli aeroporti. Si noti che, per le emissioni, questi obiettivi comportano un raddoppio del tasso storico di miglioramento finora conseguito.

Obiettivi simili sono perseguiti da Global Aviation Sector (associazione che include ICAO, IATA, Airbus, Boeing, Embraer, GE, RR, PW, CFM e altri), che mira a ridurre dell'1.5% annuo la quantità di CO_2 emessa per passeggero–km, a stabilizzare per il 2020 la quantità di CO_2 emessa globalmente dal settore aeronautico, e poi a ridurla del 50% (rispetto al 2005) entro il 2050. Il programma statunitense CLEEN [16] prevede anch'esso notevoli riduzioni del combustibile bruciato, nonché di NO_x e del rumore, vedi tab. 1.1 (CAEP 6 sta per la sesta riunione del comitato ICAO *Committee on Aviation Environmental Protection*, tenutasi nel 2006).

Obiettivi così impegnativi di riduzione delle emissioni richiedono uno sforzo di ricerca e sviluppo (R&D, *Research & Development*) multidisciplinare. Per esempio, si pensa di poter arrivare a ridurre

	N+1 (2015) CONVENTIONAL CONFIGURATION RELATIVE TO 1998	N+2 (2020-25) UNCONVENTIONAL CONFIGURATION RELATIVE TO 1998	N+3 (2030-35) ADVANCED CONCEPTS RELATIVE TO 2005
NOISE	-32 dB cum below Stage 4	-42 dB cum below Stage 4	-71 dB cum below Stage 4
LTO NOX EMISSIONS (BELOW CAEP 6)	-60%	-75%	better than -75%
AIRCRAFT FUEL BURN	-33%	-50%	better than -70%

Table 1.1: Obiettivi del programma statunitense CLEEN, da [16].

del 50% le emissioni di CO_2 diminuendo di circa il 20% il consumo specifico dei motori (vedi par. 1.5.1), poi migliorando del 20% l'aerodinamica dei velivoli (migliorandone cioè l'efficienza aerodinamica L/D, vedi par. 1.5.2), adottando una più efficace gestione del traffico aereo (vedi par. 1.5.3) dalla quale si pensa di ottenere il restante 10%; un contributo potrà venire anche dalla riduzione della massa dell'aereo (a parità di carico utile) per effetto di sviluppi nei campi delle configurazioni, dei materiali e delle strutture (vedi par. 1.5.4), riducendo così la spinta richiesta. Altri interventi (vedi par. 1.5.5) potranno anch'essi contribuire a ridurre i consumi. È chiaro che un simile sforzo multidisciplinare richiede alle aziende produttrici di motori e di aerei un enorme impegno in termini economici (ad esempio la General Electric spende circa $1 - 2$ G$ l'anno in R&D nel campo dei motori aeronautici), fattore che ha portato (insieme ad altri) alla progressiva riduzione del numero di soggetti sul mercato. Infatti, mentre tra la fine degli anni '50 e la metà degli anni '70 erano operative nel settore della produzione di aviogetti a lungo raggio diverse compagnie (Boeing, Douglas, Lockheed, Convair negli USA, Vickers e de Havilland nel Regno Unito, Ilyushin nell'URSS), attualmente queste sono sostanzialmente ridotte a due, Boeing ed Airbus. Per quanto riguarda i motori, sono rimaste solo tre compagnie che producono motori a getto completi (General Electric, Rolls–Royce, Pratt & Whitney), più diverse partnerships come CFM (tra la statunitense General Electric e la francese Snecma), poi International Aero Engines (tra la statunitense Pratt & Whitney, la tedesca MTU, la giapponese Japanese Aero Engines, ed inizialmente la britannica Rolls–Royce, poi ritiratasi), nonché

Engine Alliance (tra GE e Pratt & Whitney). La fig. 1.14 illustra le quote di mercato dei diversi produttori, in termini di numero di motori montati su aerei operativi a tutto il 2013.

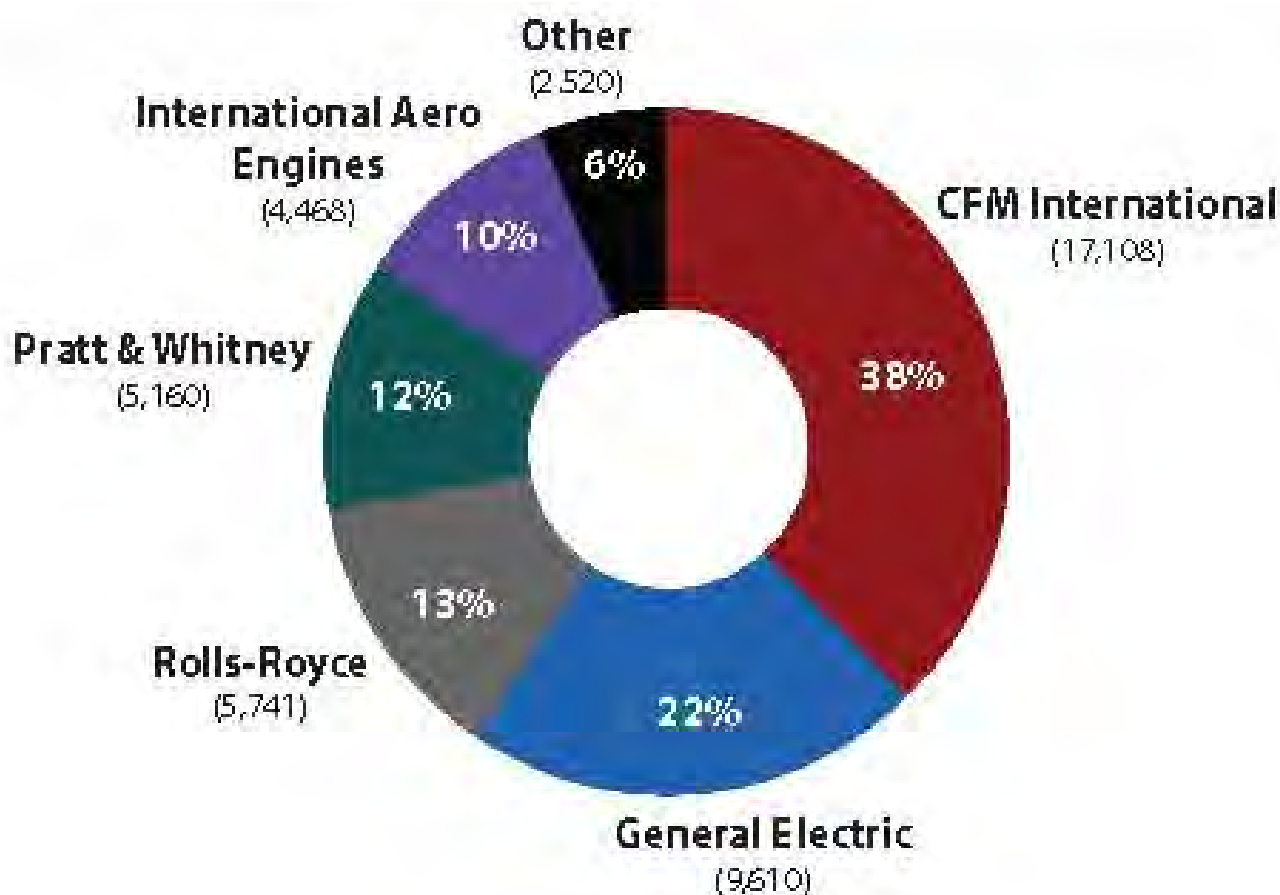



Figure 1.14: Numero di motori commerciali operativi, ripartiti secondo i diversi produttori, da FG13.

Per quanto la riduzione del 50% delle emissioni di CO_2 appaia come un obiettivo soddisfacente, bisogna però osservare che si prevede che il volume del traffico aereo triplicherà entro il 2020, per cui in realtà le emissioni globali di CO_2 dall'aviazione aumenteranno.

Anche per questo motivo, gli obiettivi ACARE del 2001 sono stati, come accennato sopra, recentemente aggiornati [18] per puntare a conseguire riduzioni delle emissioni ancora più ambiziose entro il 2050 (sempre prendendo come riferimento la tecnologia dell'anno 2000):

a') ridurre le emissioni di CO_2 del 75%

b') ridurre le emissioni di NO_x del 90%

c') ridurre il rumore emesso del 65%

l) mitigare l'impatto ambientale dell'intero ciclo di vita dell'aereo, progettandolo in modo che tutti i suoi componenti siano riciclabili.

Questi obiettivi comportano quindi una riduzione del consumo di combustibile per passeggero–km di 4 volte rispetto ai livelli dell'anno 2000, una riduzione delle emissioni di NO_x di ben 10 volte, ed una riduzione del rumore emesso di circa 3 volte.

1.5 Linee guida per la riduzione del consumo di combustibile per passeggero–km

Come accennato nel par. 1.4, un passo cruciale per il contenimento delle emissioni di contaminanti ed inquinanti, nonché dei costi operativi, è la riduzione del consumo di combustibile per passeggero–km, la quale comporta diversi aspetti, nel seguito brevemente esaminati, assieme alle soluzioni tecnologiche adottabili nel prevedibile futuro.

1.5.1 Riduzione del consumo specifico dei motori

La strategia più immediata per ridurre il $TSFC$ consiste nel puntare a rapporti di bypass BPR più elevati, il che porta ad una miglior rendimento propulsivo, e di conseguenza ad un miglior rendimento globale (nonostante un lieve peggioramento del rendimento termodinamico – vedi [19], fig. 7.11). Aumentare il BPR comporta tuttavia una maggiore portata d'aria attraverso il motore, quindi un diametro maggiore (con conseguente aumento del peso, della resistenza aerodinamica, della lunghezza delle pale del fan, ed una riduzione della *ground clearance*, l'altezza del motore rispetto al terreno); un'indicazione della riduzione del consumo specifico per effetto di un aumento del BPR è data in fig. 1.15 (in alto a sinistra), nel caso teorico e reale (in cui si tiene appunto conto dell'aumento di peso e resistenza). Per ovviare, almeno in parte, a questi problemi, sono stati recentemente introdotti i cosidetti *Geared Turbofans* (GTF), in cui il fan è azionato dalla turbina di alta pressione non direttamente (come avviene generalmente nei motori attuali, con la conseguenza che il fan deve ruotare alla stessa velocità del compressore di bassa pressione, comandato dalla stessa turbina), ma attraverso un riduttore che permette di far girare il fan più lentamente (riducendo tra l'altro il rumore emesso), ed al tempo stesso il compressore di bassa pressione più velocemente (in quanto le due velocità di rotazione in questione possono essere assegnate indipendentemente attraverso il riduttore), riducendo in tal modo le dimensioni (ed il peso) del compressore, vedi fig.

1.15 (in alto a destra). La Pratt & Whitney ha recentemente introdotto GTF con BPR fino a 12. Naturalmente il riduttore comporta problemi, come un aumento di peso, e la necessità di smaltire il calore generato dall'attrito nel riduttore.

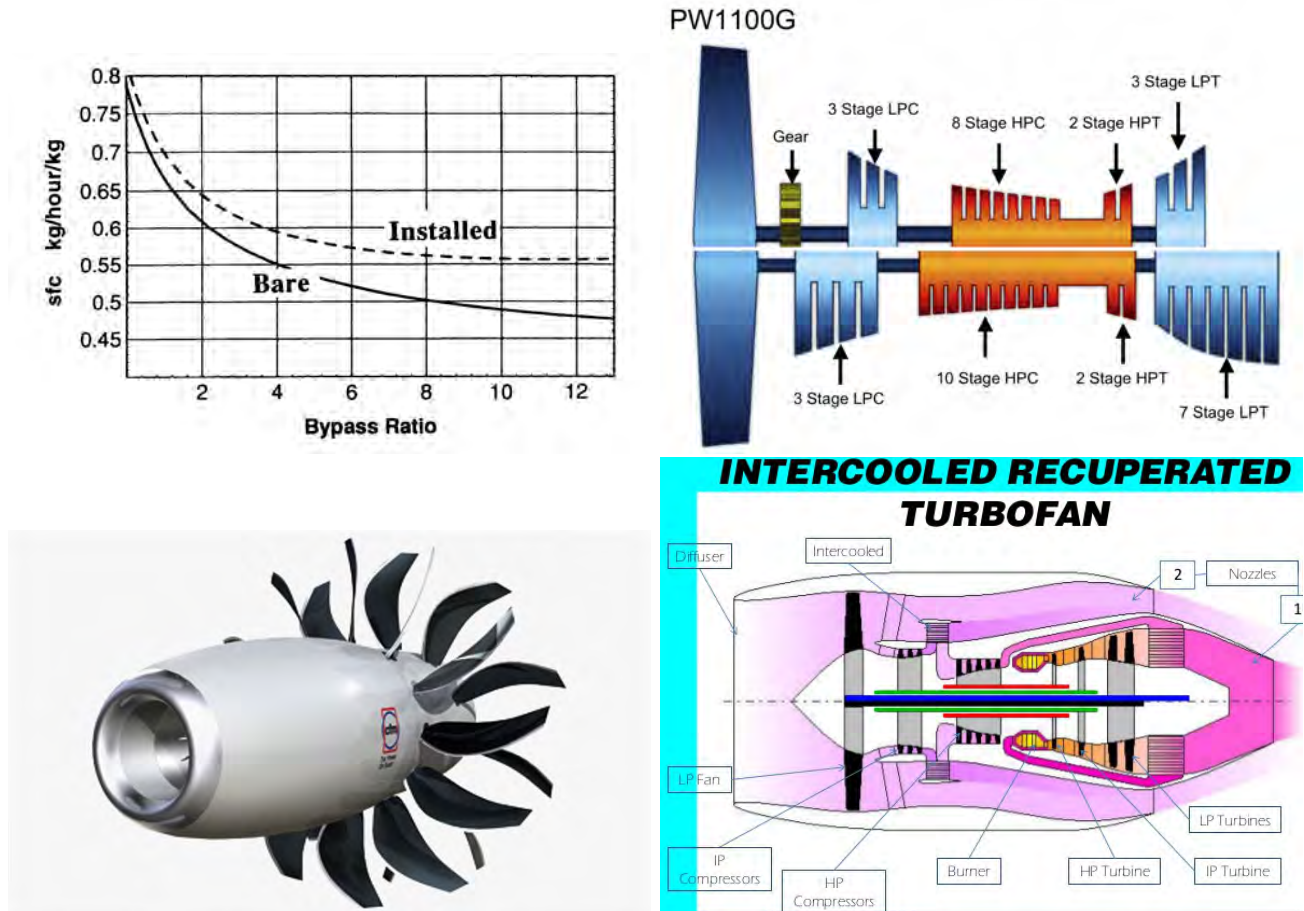



Figure 1.15: (alto a sinistra) Riduzione del consumo specifico per effetto dell'aumento del BPR (linea continua, andamento teorico; linea tratteggiata, andamento reale), da [20]; (alto a destra) schema di *Geared Turbofan* (metà superiore) a confronto con un turbofan attuale (metà inferiore), da [21]; (basso a sinistra) motore *Open Rotor*, da [22]; (basso a destra) motore interrefrigerato/recuperato, da [23].

Oltre un BPR di circa 20, il peso di un turbofan, con il suo riduttore e la cassa del fan, diventa comunque eccessivo [24]. Si potrebbe tuttavia ricorrere a configurazioni cosidette *Open Rotor* o *Propfan*, in cui la cassa del fan è eliminata e le pale del rotore lavorano come un'elica, vedi fig.1.15 (in basso a sinistra) e par. 6.2.7. Questo permetterebbe in teoria di arrivare a valori del BPR intorno a 50, ma queste pale risultano alquanto rumorose, problema che va risolto, per cui non se ne prevede l'entrata in servizio prima del 2030 o 2035.

Un altro mezzo per diminuire il $TSFC$ consta nel ricercare un più alto rapporto di compressione complessivo del ciclo, il che però comporta compressori più pesanti.

Un ulteriore sviluppo del turbofan è il motore cosidetto interrefrigerato [25], in cui si raffredda (mediante uno scambiatore di calore in cui scorre l'aria secondaria, o l'aria esterna) l'aria in uscita dal compressore di bassa pressione prima di immetterla nel compressore di alta pressione, in modo di diminuire il lavoro di compressione di quest'ultimo[5]. Nel motore cosidetto recuperato, il calore di una parte dei gas caldi all'uscita della turbina è utilizzato per riscaldare l'aria in uscita dal compressore prima di immetterla nel combustore, riducendo in tal modo la quantità di calore da fornire in quest'ultimo componente. Queste tecnologie sono ampiamente utilizzate negli impianti di terra, ma risultano problematiche per un motore aeronautico a causa del peso e ingombro degli scambiatori di calore (organi molto voluminosi e pesanti, specie nel caso presente di scambio tra due gas, che richiede superfici di scambio molto estese per via dei bassi valori dei coefficienti di scambio termico per convezione). Le due opzioni possono essere utilizzate in combinazione, vedi fig.1.15 (in basso a destra). Nonostante l'incremento di peso e di ingombro dovuto agli scambiatori di calore, è possibile individuare una combinazione dei parametri di progetto che porti globalmente ad una riduzione del consumo.

1.5.2 Miglioramento dell'efficienza aerodinamica del velivolo

Negli ultimi decenni l'aerodinamica dei velivoli è stata migliorata grazie a vari accorgimenti, in particolare l'adozione di *winglets* alle estremità delle ali, che riducono la resistenza indotta dai vortici di estremità, vedi fig. 1.16 in alto. La stessa figura (in basso) riporta a titolo di esempio il miglioramento storico dell'efficienza aerodinamica (rapporto portanza/resistenza L/D) del Boeing 737 per effetto di simili accorgimenti.

Un'altro accorgimento che è in via di perfezionamento è la cosidetta *boundary layer ingestion*, o ingestione dello strato limite turbolento che si forma sulla superficie del velivolo, al fine di riportarlo allo stato laminare e diminuire in tal modo la resistenza parassita, vedi par. 6.2.8.

In un più distante futuro, configurazioni del tipo *Blended Wing Body* (BWB) potranno garantire un significativo miglioramento dell'efficienza aerodinamica, vedi par. 8.2, oltre ad altri vantaggi (riduzione del rumore percepito a terra, e del peso del velivolo).

---

[5]Ricordiamo che il lavoro di compressione è proporzionale alla temperatura T_{21} d'ingresso, vedi ad esempio le (7.11a–7.15a) di [19], che danno $L_c = c_p\, T_{21}\, (\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)/\eta_c$, essendo c_p e γ il calore specifico a pressione costante dell'aria ed il suo rapporto rispetto a quello a volume costante (supposti costanti), T_{21} la temperatura all'ingresso del compressore, β_c ed η_c il suo rapporto di compressione ed il rendimento adiabatico.

Figure 1.16: (alto) Riduzione dei vortici all'estremità dell'ala per effetto delle *winglets*, da [26], (basso) andamento storico dell'efficienza aerodinamica (rapporto portanza/resistenza) per il Boeing 737, da [27].

1.5.3 Gestione del traffico aereo

Una migliore pianificazione delle rotte aeree permetterà di ridurre in qualche misura la distanza da percorrere tra due aeroporti, secondo il *Flight Efficiency Plan* [28], vedi fig. 1.17. In prospettiva si prevede una riduzione dei consumi attraverso una migliore gestione del traffico aereo (p. es., definendo aerovie cosidette quadridimensionali, i cui confini cioè si spostano nel tempo al variare delle condizioni

meteo, in modo che l'aereo possa sempre seguire la rotta che assicura il minor consumo, per effetto della temperatura ambiente e dei venti), poi adottando particolari tecniche di salita durante la fase di crociera (per compensare la diminuzione di peso dell'aereo dovuta al consumo di combustibile), vedi par. 3.2.1, ed infine tecniche di atterraggio del tipo 'discesa continua', vedi par. 6.1.

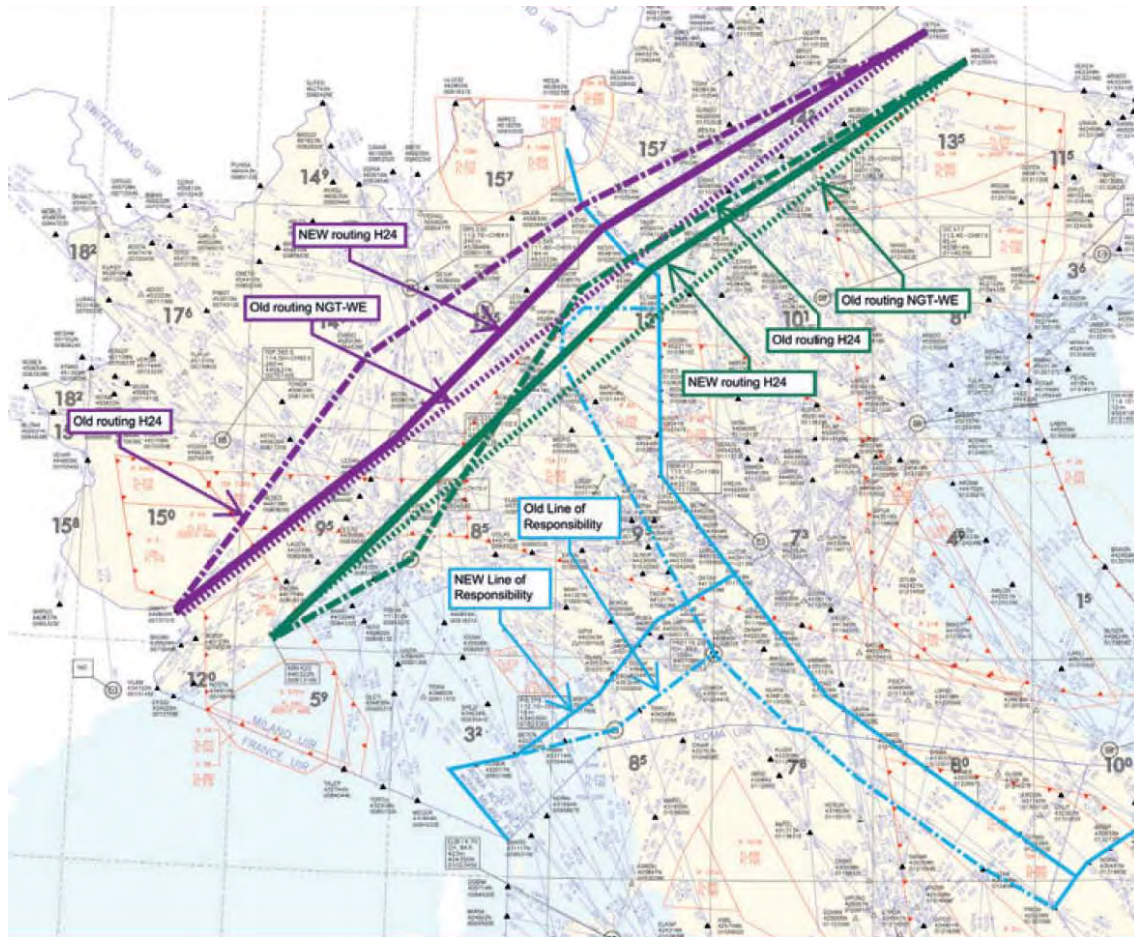



Figure 1.17: Vecchi e nuove, più brevi, rotte nell'Italia del nord, da [29].

1.5.4 Miglioramenti costruttivi

I miglioramenti costruttivi destinati a ridurre il peso dell'aereo, quindi la spinta necessaria, il consumo ed il rumore emesso, puntano attualmente su un largo uso di materiali compositi, più leggeri di quelli tradizionali, vedi fig. 1.18. Occorre tuttavia osservare che la produzione di materiali compositi comporta un maggior consumo di energia, che tende a ridurre il vantaggio complessivo in termini di emissioni di contaminanti, che pur tuttavia rimane.

Una configurazione multifusoliera che permetterebbe di ridurre il peso dell'aereo è discussa nel par. 1.6; anche la configurazione *Blended Wing Body* avrebbe un simile effetto.

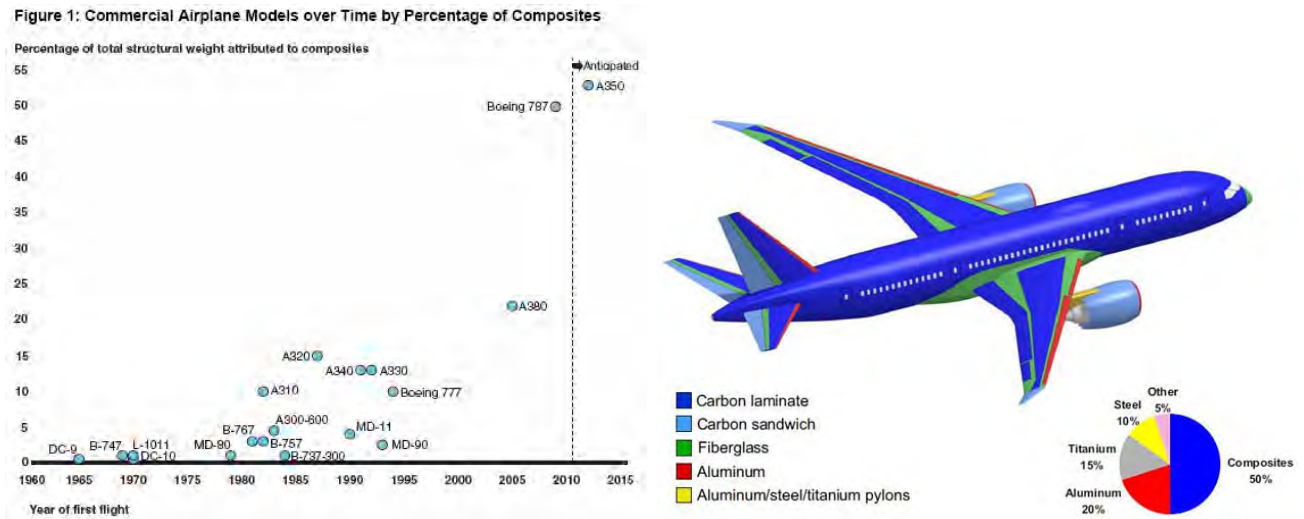



Figure 1.18: (sinistra) Andamento storico della percentuale di materiali compositi utilizzata su aerei di linea; (destra) materiali usati nel Boeing 787, da [30].

1.5.5 Altri interventi

Altri interventi potrebbero consentire un qualche risparmio nel consumo complessivo di combustibile, come l'uso di motori elettrici per il *taxiing* a terra, vedi fig. 1.19, che secondo [31] potrebbe ridurre fino al 4% il consumo complessivo di combustibile.

1.6 Impatto sul progetto del velivolo

Mentre risulta relativamente facile conseguire i *singoli* obiettivi di riduzione delle emissioni, vedi fig. 1.20, occorre osservare che il problema è che questi vanno conseguiti *tutti* simultaneamente. Si pone quindi un problema di ottimizzazione, che va inserito in un quadro più ampio di ottimizzazione del disegno dell'aereo e dei motori. Questa ottimizzazione però non si presenta semplice. In primo luogo, sussistono incertezze su *cosa* ottimizzare: si può per esempio pensare di cercare di ottimizzare i DOC (*Direct Operating Costs*, costi operativi diretti, cioè sostanzialmente il costo per passeggero–km, legato evidentemente a consumo, costo dell'aereo, numero dei membri dell'equipaggio e loro stipendi, etc.), oppure di massimizzare il ritorno sull'investimento nell'arco dell'intera vita in servizio

Figure 1.19: Carrello azionato da motore elettrico, da [32].

dell'aereo. Ambedue gli obiettivi sono poi strettamente legati ad un fattore molto aleatorio, come l'andamento del prezzo del combustibile durante i 20 – 30 anni di vita operativa dell'aereo (vedi fig. 1.21), e l'ancor più lungo tempo di vita in produzione (si pensi ad esempio che il progetto del Boeing 737, tuttora in produzione, cominciò nel 1964). L'ottimizzazione del progetto dell'aereo deve poi rispettare numerosissimi vincoli (p. es., funzionamento in caso di avaria ad un motore, etc.), per cui più propriamente si può parlare di un'ottimizzazione con vincoli; il numero di vincoli può essere talmente elevato da avvicinarsi o addirittura superare il numero delle variabili di progetto. Anche le norme sulle emissioni possono essere considerate come un vincolo, occorre tuttavia notare che può non essere conveniente semplicemente limitarsi a soddisfare in modo minimale i requisiti imposti dalle norme correnti sulle emissioni. Per esempio, può essere conveniente progettare un aereo in modo che risulti ancora meno rumoroso di quanto imposto dalle norme correnti, in modo da permettergli di operare in orari notturni (negli aeroporti dove vigono simili restrizioni), o comunque di non essere posto fuori mercato dalla possibile futura imposizione di norme ancora più restrittive, vedi anche fig. 1.12; qualcosa di simile può dirsi per le emissioni di NO_x, vedi fig. 1.13.

Si potrebbe pensare di utilizzare configurazioni non convenzionali, come quelle delineate nelle figg.

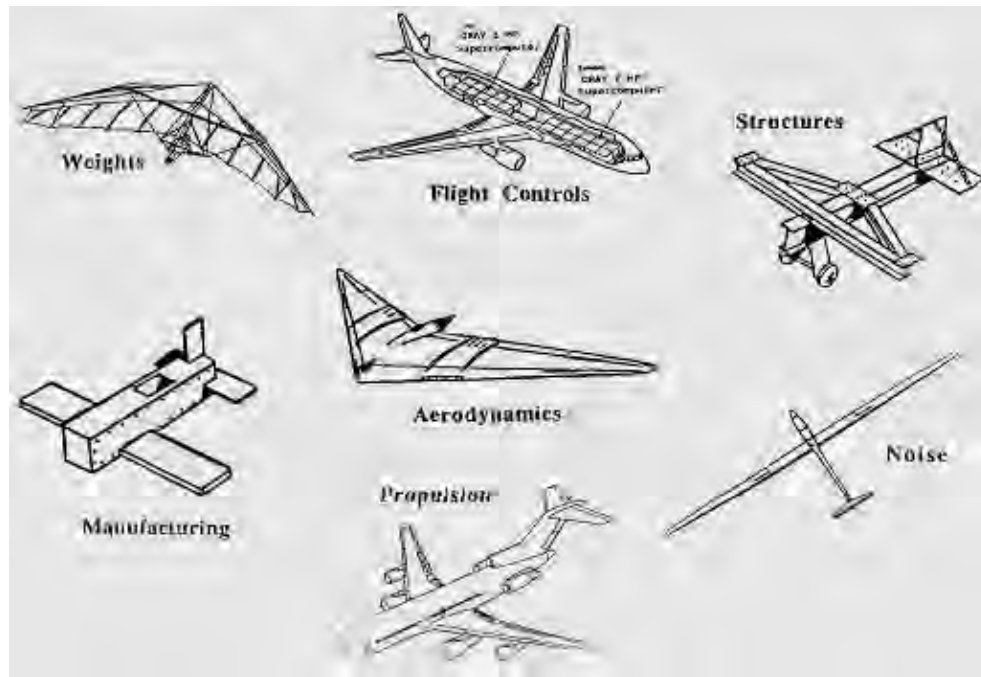



Figure 1.20: Linee guida per l'ottimizzazione di *singole* qualità dell'aereo, da [33].

1.22 e 1.23, per conseguire gli obiettivi di riduzione delle emissioni. La configurazione *Over Wing Nacelle* presenta motori montati al di sopra delle ali, con l'obiettivo di ridurre il rumore percepito al suolo, il quale viene appunto schermato dalle ali. Questa configurazione però presenta i suoi inconvenienti: la manutenzione dei motori potrebbe risultare meno facile (ma forse questo punto non è poi dirimente, in quanto alcuni aerei trigetto presentano motori montati addirittura sopra la fusoliera, ed hanno avuto un vasto successo), e soprattutto il rumore percepito dai passeggeri sarebbe più intenso. La configurazione *Rear Fuselage Nacelle* consentirebbe di superare quest'ultimo inconveniente, pur mantenendo il rumore emesso dai motori schermato dai piani di coda. Tuttavia, montare i motori in coda anziché sulle ali comporta un incremento di peso delle ali stesse, poiché in volo (che è la condizione alla quale corrispondono i massimi sforzi nelle ali, in quanto esse devono sostenere tutto il peso dell'aereo) la presenza dei motori montati sulle ali contribuisce a diminuire il momento flettente che queste devono sopportare (incidentalmente, è per questo stesso motivo che i serbatoi di combustibile sono di preferenza allocati entro le ali, con l'ulteriore vantaggio di contenere lo spostamento del centro di gravità dell'aereo allo svuotarsi dei serbatoi stessi, essendo le ali collocate in prossimità di tale punto). Inoltre, la struttura della coda dell'aereo va rinforzata per poter sorreggere i motori; naturalmente c'è anche un miglioramento dell'aerodinamica dell'ala, ma va anche valutata l'interazione aerodinamica tra i motori e la fusoliera. La scelta della posizione dei motori deve comunque tenere in conto anche le implicazioni di un eventuale atterraggio d'emergenza;

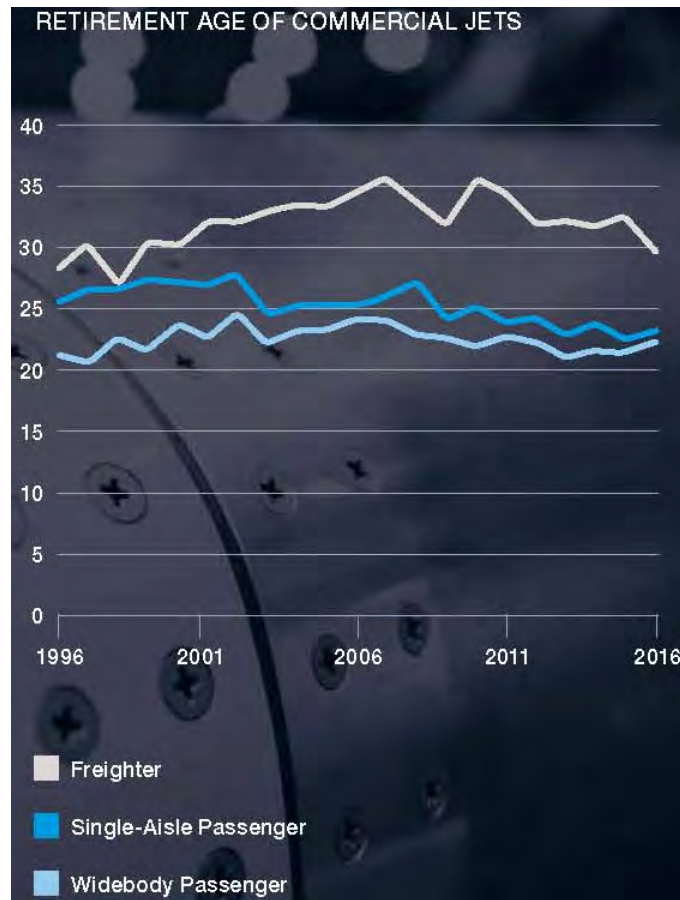



Figure 1.21: Vita operativa media di differenti categorie di aerei, da [34].

in questa prospettiva, la configurazione con motori montati sotto le ali risulta più sicura di una con motori in coda, nella quale questi, o parti di questi (pericolose in particolare le parti ad alta temperatura), potrebbero andare a colpire i passeggeri per effetto di un loro possibile distacco dalla fusoliera in conseguenza dell'urto con il terreno. A questo proposito, andrebbe anche considerato che le configurazioni OWN e RFN pongono qualche problema nel peraltro improbabile caso di distacco di un motore in volo, il quale cadendo potrebbe danneggiare l'ala (per OWN) o gli impennaggi (per RFN). La configurazione con motori in coda risulta comunque più sicura in caso di atterraggio con un motore fuori uso, in quanto la maggiore vicinanza all'asse del velivolo riduce l'angolo di imbardata da adottare in questa evenienza.

Si può addirittura pensare a configurazioni ancora meno convenzionali, come quella illustrata in fig. 1.24, in cui l'apertura alare è suddivisa in tre adottando una doppia fusoliera. Poiché lo sforzo di flessione sopportato da un trave uniformemente caricata è proporzionale al quadrato della sua lunghezza,

Figure 1.22: Configurazione *Over the Wing Nacelle* (OWN), da [10].

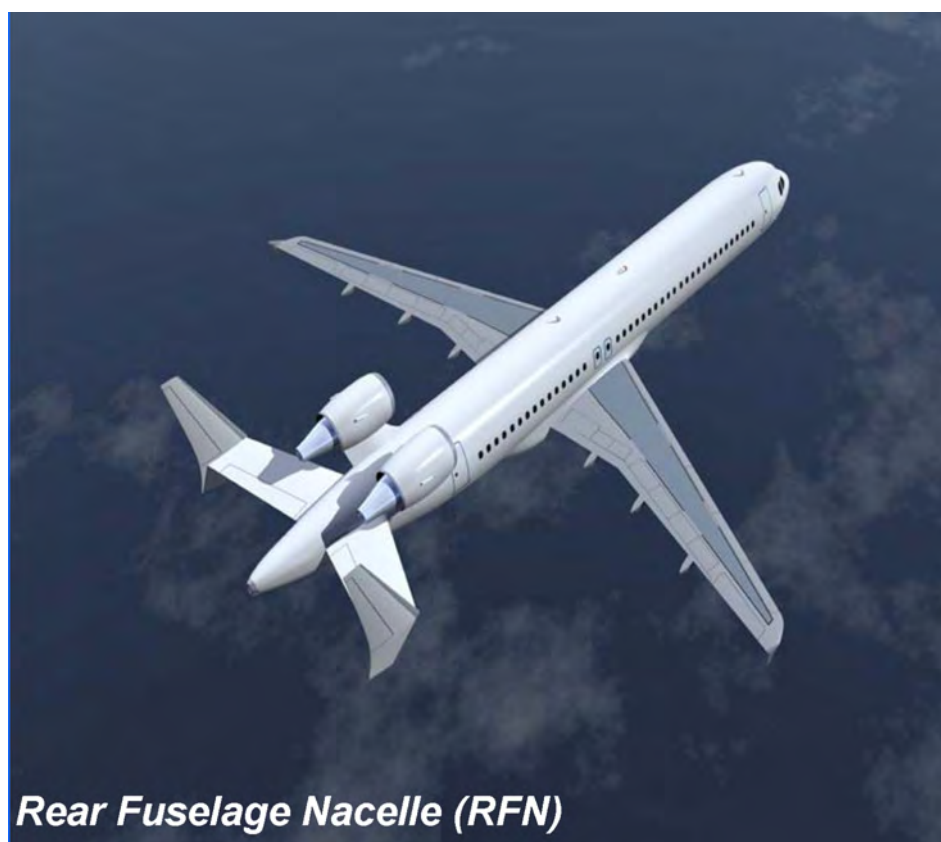



Figure 1.23: Configurazione *Rear Fuselage Nacelle* (RFN), da [10].

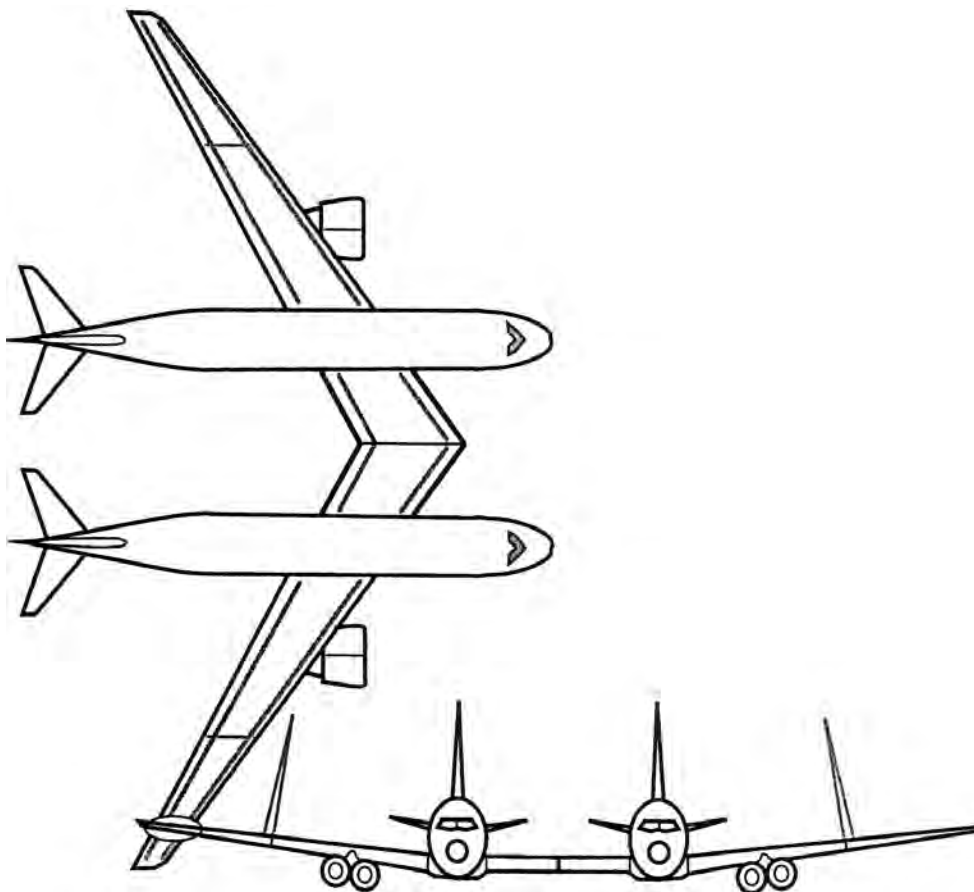



Figure 1.24: Configurazione *twin–fuselage*, da [35].

suddividere in tre parti l'ala (anziché in due, come in un aereo convenzionale) consentirebbe di avere una struttura meno sollecitata e perciò più leggera, con conseguente riduzione della spinta richiesta, e delle conseguenti emissioni di inquinanti e di rumore, nonché ovviamente del consumo. Per contro, questa configurazione comporta un qualche aumento della resistenza aerodinamica (perché aumenta la superficie bagnata), e soprattutto incertezze sulla resistenza a torsione del troncone di ala centrale per effetto di eventuali moti di beccheggio delle due fusoliere non in fase tra loro; anche l'atterraggio con un motore fuori uso, quindi con un certo angolo di imbardata, porrebbe problemi ai piloti (per scarsa visibilità, se essi si trovano nella fusoliera che per effetto dell'imbardata resta indietro).

Lo sviluppo di un aereo comporta elevatissimi investimenti iniziali; solo dopo parecchi anni dall'inizio del progetto l'azienda costruttrice comincia a ricevere denaro per opzioni di acquisto degli aerei (cioè per riservarsi un posto nella tabella di produzione dell'aereo), e poi, in maniera più consistente, quando gli aerei cominciano ad essere venduti, vedi fig. 1.25. Quindi l'azienda va in pari solo dopo

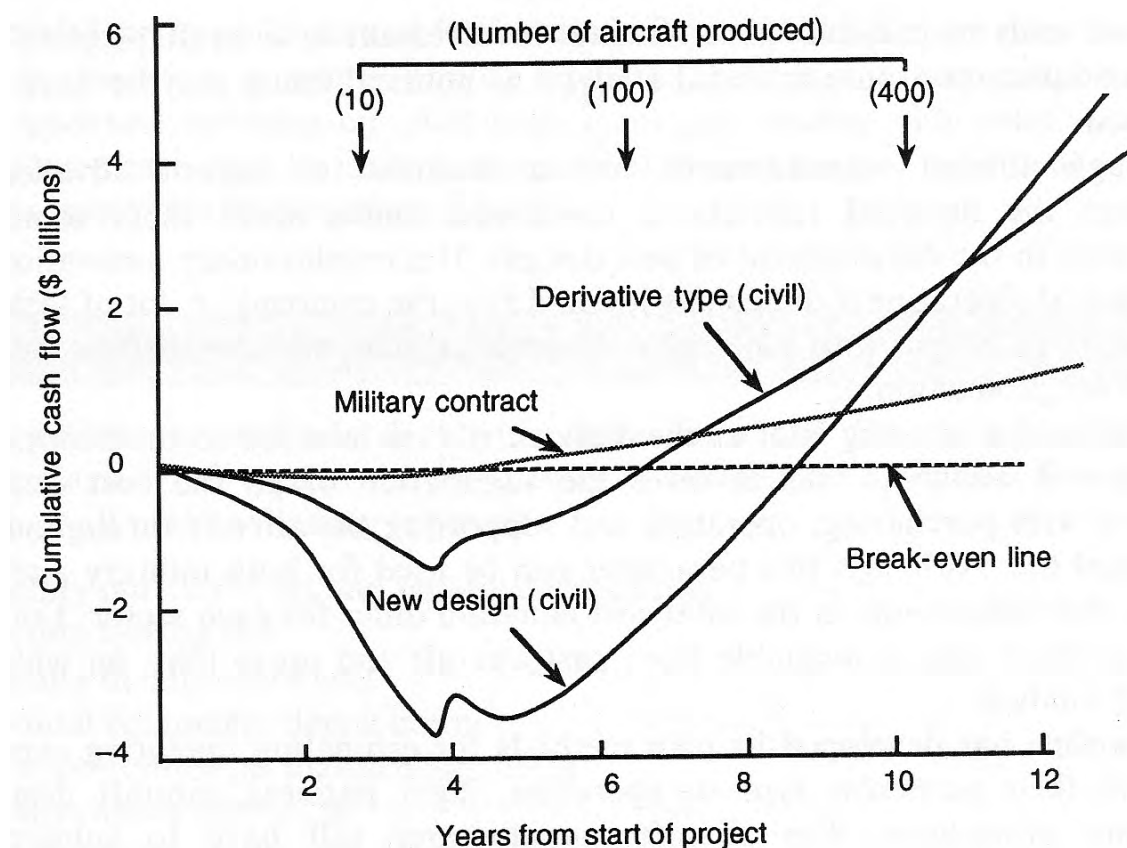



Figure 1.25: Flusso temporale di cassa di un progetto di aereo (convenzionale) da 150 posti, da [35].

circa otto anni dall'inizio del progetto, dopodiché l'investimento comincia ad essere remunerativo, ma questo dipende dal numero di aerei venduti (nell'esempio in figura esso deve essere pari ad almeno 250 – 300 unità). La situazione è ancora più critica per un aereo da trasporto di grandi dimensioni, per il quale il pareggio può essere raggiunto oltre 15 anni dopo l'inizio del progetto, vedi fig. 1.26. L'investimento iniziale può essere elevatissimo (p. es. per l'Airbus 380 le stime vanno dai 15 ai 25 G€), e i tempi di sviluppo ancora più lunghi di quelli citati (il progetto dell'Airbus 380 è iniziato nel 1995, e l'aereo è entrato in servizio nel 2007), e questo induce a cercare di ridurre al massimo i rischi insiti nel progetto, cioè gli elementi diciamo 'rivoluzionari' che potrebbero comportare costi di sviluppo non prevedibili, od un rifiuto all'acquisto da parte delle compagnie aeree. La situazione è ovviamente diversa per lo sviluppo di aerei militari, per i quali chi paga sono i governi, per cui il rischio economico a carico delle aziende aeronautiche è minimo.

In conclusione, come evidenziato dalla fig. 1.27, la tendenza ad evitare progetti arrischiati porta a far sì che la configurazione generale degli aerei civili attuali non si discosti granché da quella dei

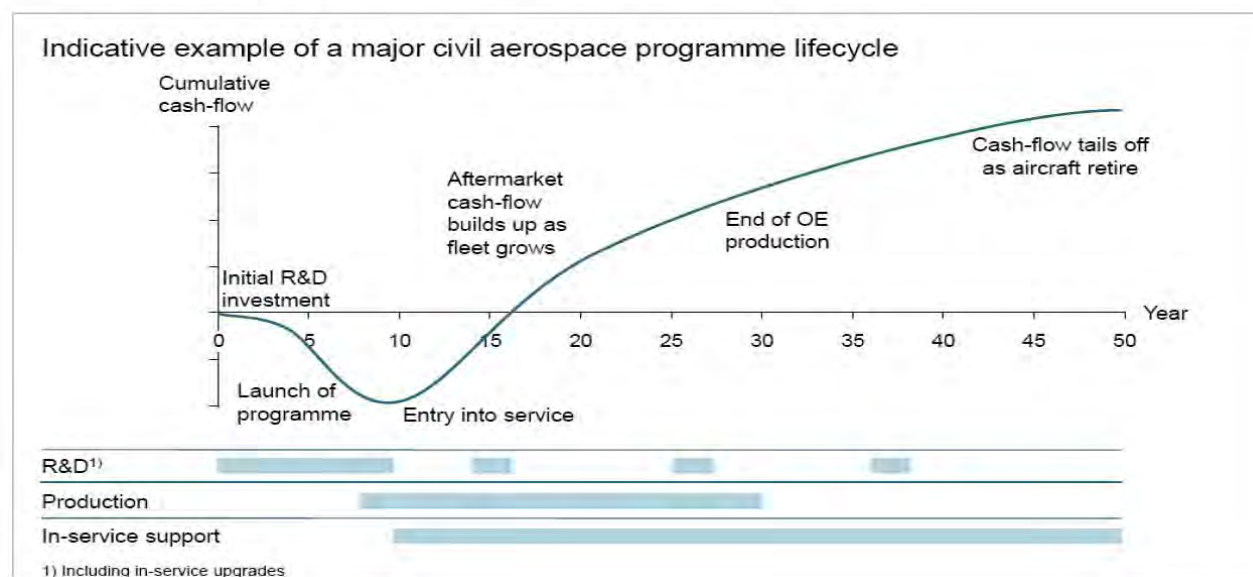



Figure 1.26: Flusso temporale di cassa di un progetto di aereo di grandi dimensioni (convenzionale), da [15].

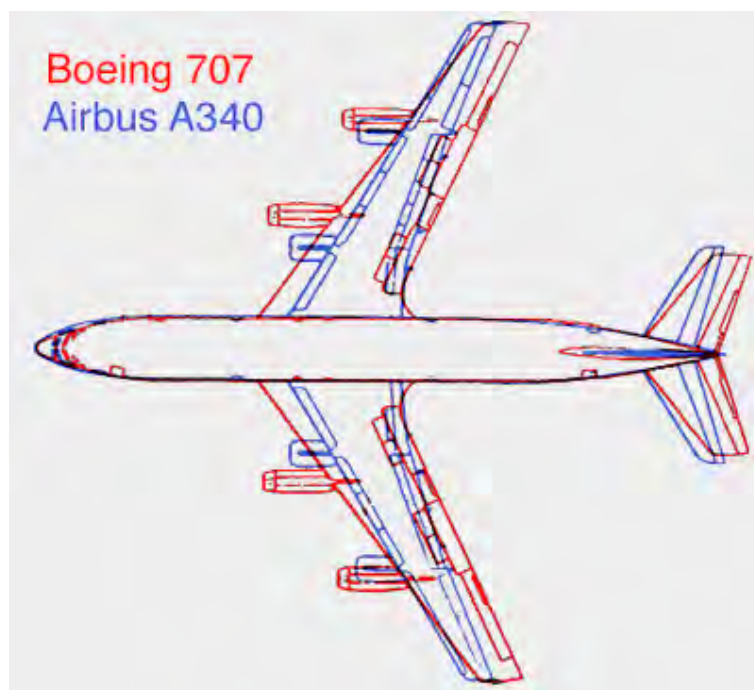



Figure 1.27: Confronto tra le sagome del Boeing 707 e dell'Airbus 340, da [33].

primi aerei di linea a getto, come il Boeing 707 (primo volo nel 1958, entrata in servizio nel 1959), anche se a guardare bene sono state introdotti diversi accorgimenti i quali, pur non rivoluzionari, hanno consentito di ottenere migliori prestazioni (ad esempio, un'ala più allungata, che risulta in un'efficienza aerodinamica più elevata).

1.7 Effetti dell'espansione del trasporto aereo

Recentemente (febbraio 2019) l'Airbus ha deciso di porre termine alla produzione dello A380. Per comprendere i motivi di questa decisione, occorre considerare gli effetti dell'espansione del trasporto aereo, attualmente dell'ordine del 5% l'anno, il che vuol dire che la domanda raddoppia in meno di 15 anni. Questo sta comportando uno spostamento dal classico paradigma operativo delle linee aeree *hub and spoke* (mozzo e raggi) verso un paradigma *point–to–point*, vedi fig. 1.28.

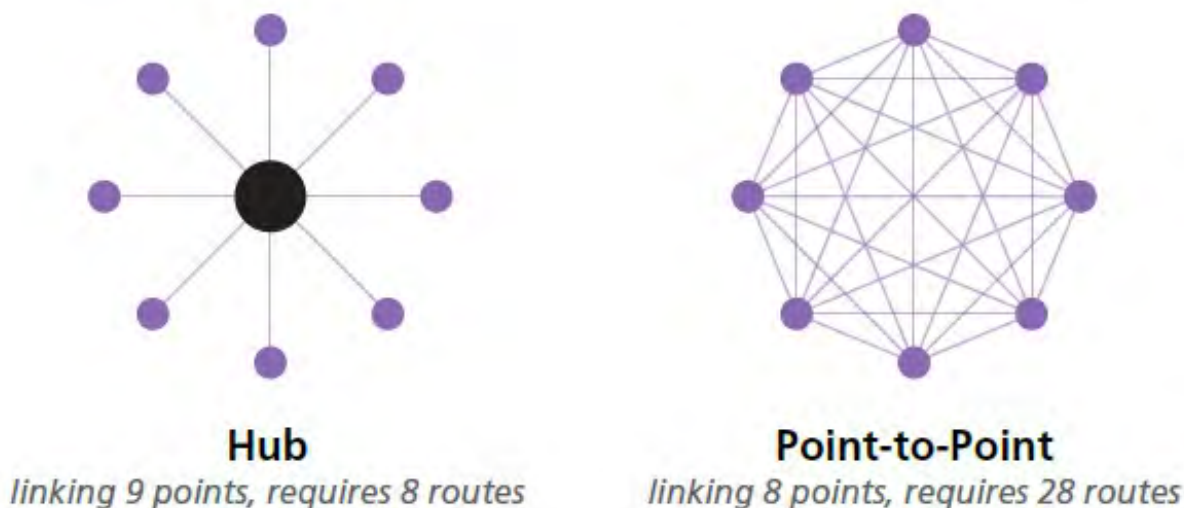



Figure 1.28: Paradigmi operativi (a sinistra) *hub and spoke* e (a destra) *point–to–point*, da citeyourheathrow.

Nel primo, un *hub* centrale serve diverse destinazioni; per esempio, voli dall'Italia verso gli Stati Uniti sono indirizzati verso lo *hub* di New York (aeroporto J.F. Kennedy), dal quale poi si dipartono connessioni che servono altri scali, per esempio Miami, Boston, Washington, Chicago, Orlando, Philadephia, Houston, Indianapolis. Essendo il volume di traffico, per esempio, da Roma a Miami, relativamente limitato, non sarebbe conveniente predisporre un volo diretto tra i relativi aeroporti. Tuttavia, la citata espansione del traffico aereo sta facendo aumentare il volume di traffico, fino ad un livello tale che può essere conveniente pensare ad un collegamento *point–to–point* Roma–Miami,

aereo	numero di posti
A380	525 – 853
B747	416 – 660
A330	257 – 406
B777	305 – 396
A350	325 – 366
B767	181 – 365

Table 1.2: Capacità (in termini di numero di posti) di diversi aerei a lungo raggio.

in quanto il volo diretto comporta i seguenti vantaggi:

- minore necessità di voli di connessione con le destinazioni finali;
- riduzione del tempo di volo (e conseguente possibilità, tra l'altro, di effettuare più voli con un singolo aereo in un dato intervallo di tempo), essendo minore la distanza complessiva da coprire, vedi fig. 1.29;
- riduzione del consumo di combustibile, per lo stesso motivo, e quindi anche...
- riduzione delle emissioni di inquinanti e contaminanti;
- riduzione del rischio di perdita di bagaglio nei trasferimenti aeroportuali;
- minore incidenza dei ritardi (non dovendo attendere l'arrivo di voli in coincidenza).

Per contro, sussistono i seguenti svantaggi:

- necessità di un maggior numero di voli (nell'esempio in fig. 1.28, servono 28 voli per connettere direttamente le 8 destinazioni finali, anziché 8);
- i voli diretti verso le destinazioni finali saranno necessariamente meno frequenti.

Lo spostamento verso il paradigma *point–to–point* comporta però un minore flusso di passeggeri verso le singole destinazioni finali, per cui converrà utilizzare aerei di minore capacità, vedi tab. 1.2. Ciò ha portato negli ultimi anni ad una drastica riduzione degli ordinativi di aerei di grossa capacità, vedi fig. 1.30, come l'Airbus 380, del quale è stato appunto deciso di sospendere la produzione, ed il Boeing 747, il quale anche in futuro verrà sostanzialmente prodotto solo nella versone cargo [37].

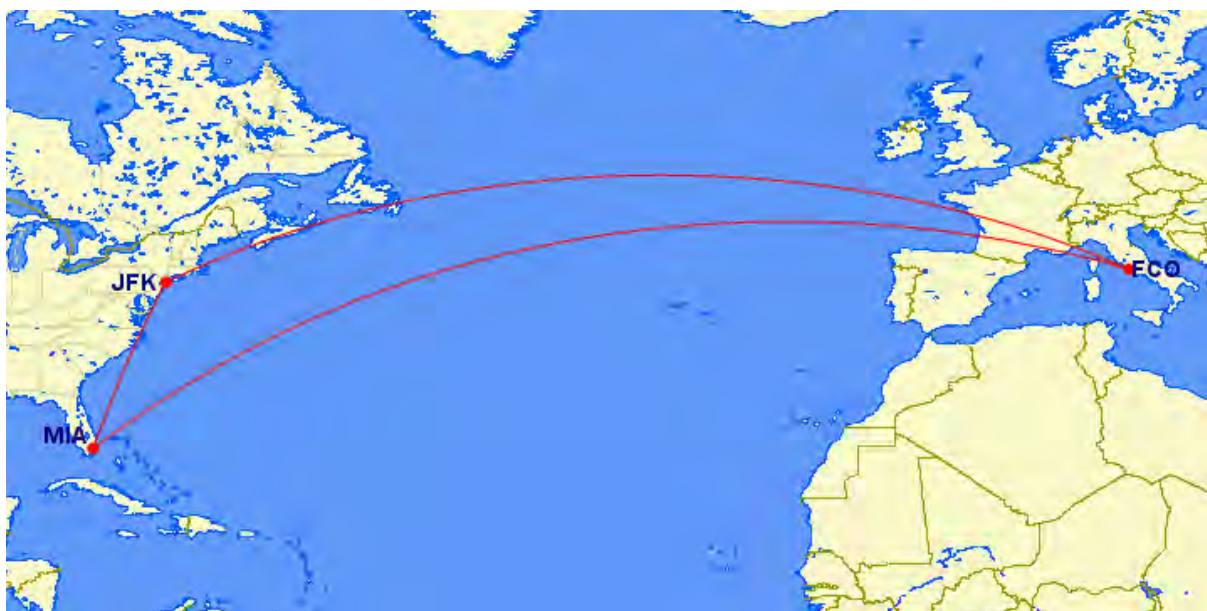



Figure 1.29: Rotte Roma–Miami con scalo nel *hub* di New York (in alto), e *point–to–point* (in basso).

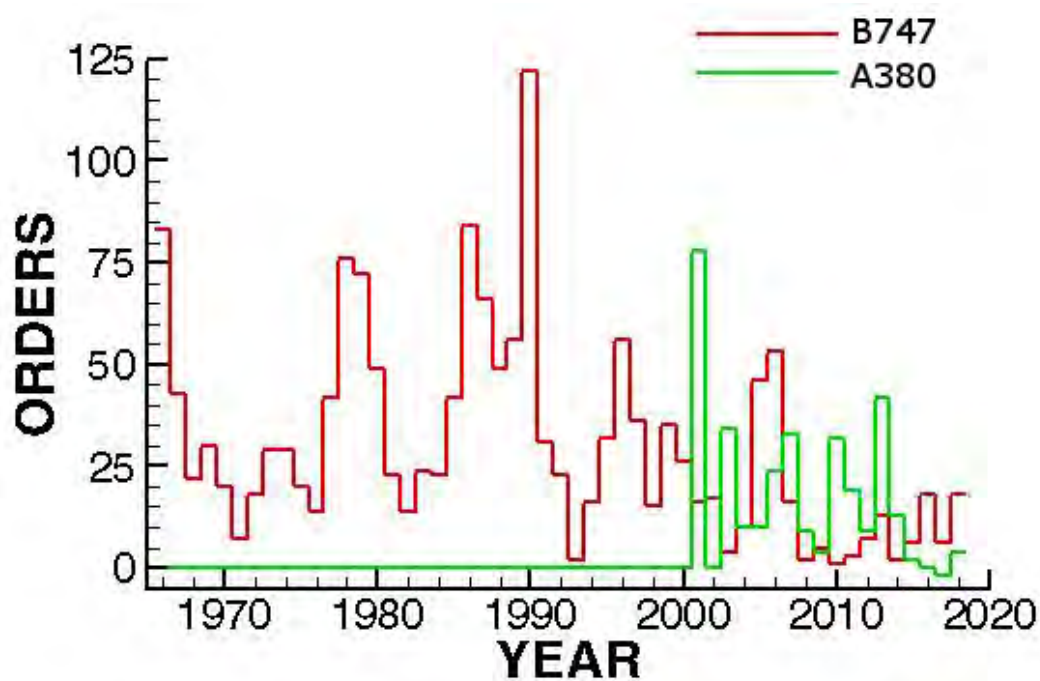



Figure 1.30: Numero di ordini di Airbus 380 e Boeing 747 nel corso degli anni.

1.8 Impatto economico

L'aspetto economico gioca evidentemente un ruolo assolutamente centrale nello sviluppo di nuovi aerei e nuovi motori. In questo contesto, occorre osservare che, come si potrà evincere dai capitoli successivi, le strategie di riduzione delle emissioni comportano spesso un aumento del consumo specifico di combustibile, oppure della massa del motore. Si vuole qui determinare il conseguente aumento dei costi operativi.

Un aumento del *consumo specifico* di spinta $TSFC$, quindi della massa di combustibile m_f da stivare a bordo, viene infatti pagato con un'identica diminuzione del carico utile (*payload*) m_{pl}, a parità di altre condizioni:

$$\Delta m_{pl} = -\Delta m_f \tag{1.2}$$

La diminuzione *relativa* di carico utile, $\Delta m_{pl}/m_{pl}$, può essere espressa facendo intervenire i rapporti tra massa del combustibile e massa al decollo m_{TO}, m_f/m_{TO} (per quanto sarebbe più esatto parlare di massa alla partenza, poiché dalla partenza al decollo viene consumata una certa quantità di combustibile), e tra massa del carico utile (*payload*) e massa al decollo, m_{pl}/m_{TO}:

$$\frac{\Delta m_{pl}}{m_{pl}} = -\frac{\Delta m_f}{m_f}\,\frac{m_f}{m_{pl}} = -\frac{\Delta m_f}{m_f}\,\frac{m_f/m_{TO}}{m_{pl}/m_{TO}} \tag{1.3}$$

Adottando a titolo esemplificativo i valori relativi all'Airbus A340–500, riportati nella tab. 1.3, si vede che un aumento dell'1% del consumo specifico viene pagato con una diminuzione del 3% del carico utile:

		A340–500
	autonomia (nm/km)	7050/13057
m_f/m_{TO}	massa del combustibile/m_{TO}	0,423
m_{pl}/m_{TO}	massa del carico utile/m_{TO}	0,141
$F/(g_0\, m_{TO})$	rapporto spinta/peso al decollo	0,2634
(F/W)	rapporto spinta/peso dei motori	5,1

Table 1.3: Caratteristiche dell'Airbus 340–500 (nm sta per miglia nautiche, 1 nm = 1852 m).

$$\frac{\Delta m_{pl}}{m_{pl}} = -0,01 \frac{0,423}{0,141} = -3\% \quad (1.4)$$

Oltre alla riduzione del carico utile, si ha un aumento dei DOC per via dell'accresciuto consumo di combustibile. L'incidenza del costo del combustibile sui costi operativi è cresciuta negli anni, nonostante la progressiva diminuzione del consumo per passeggero–km indicata in fig. 1.9, per via della tendenza storica al rialzo del prezzo del petrolio, vedi fig. 1.31 (per quanto nel 2014–2016 si sia verificato un netto calo, per le cui possibili motivazioni vedi ad es. [38]; ma attualmente le quotazioni stanno risalendo). Assumendo che i costi del combustibile incidano per circa il 23,5% sui DOC (valore in linea con le valutazioni più recenti), si ha che l'incremento ipotizzato dell'1% del $TSFC$ comporta un aumento dello 0,235% dei DOC. Ne segue una maggiorazione dei DOC *per unità di massa del carico utile* deducibile dal rapporto

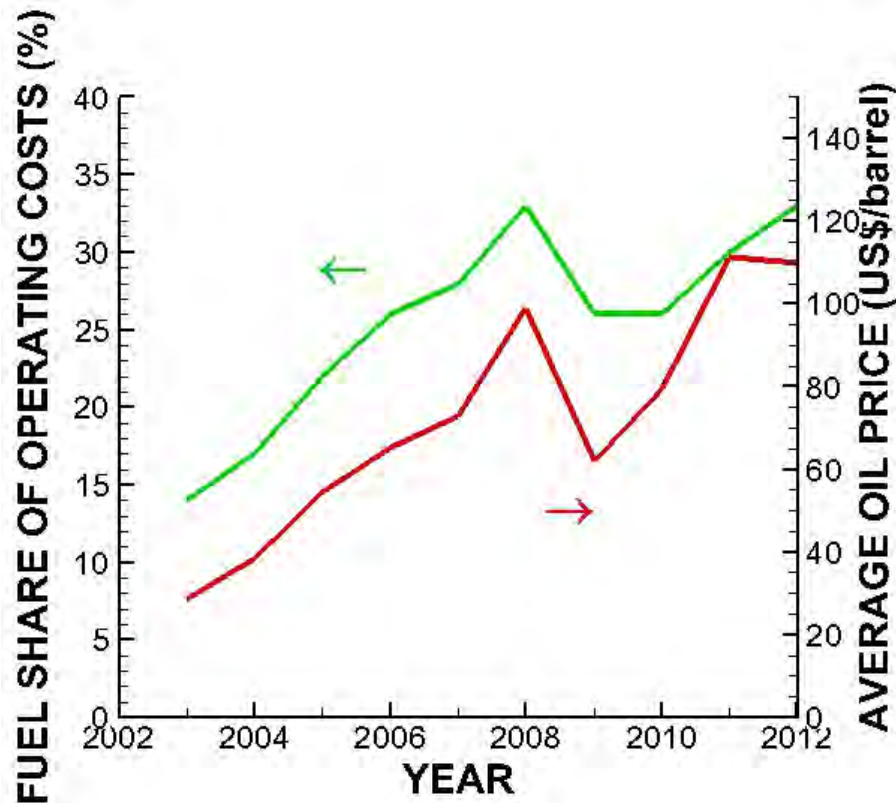



Figure 1.31: Andamento storico della quota dei costi operativi dovuta al combustibile (a sinistra) e del prezzo del petrolio (a destra). Un barile $\simeq$ 159 litri.

$$\frac{1,00235}{1 - 0,03} \simeq 1,03335 \qquad (1.5)$$

ossia di circa il 3,3%.

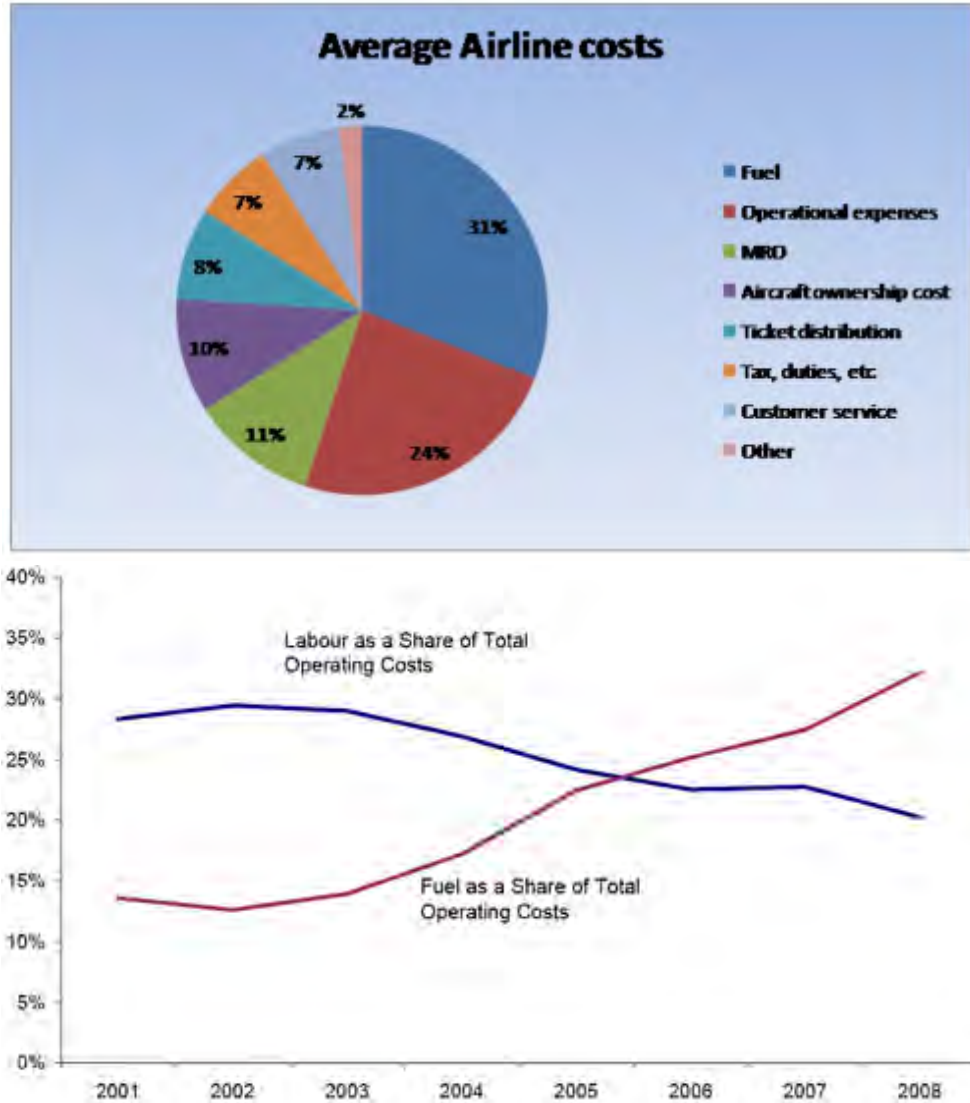



Figure 1.32: (Sopra) Ripartizione media dei costi di una linea aerea, da [39], (sotto) andamento nel tempo delle quote dei costi dovuti al personale ed al combustibile, da [40].

La fig. 1.32 riporta (in alto), a titolo indicativo, una ripartizione tipica delle voci di costo di una

linea aerea (MRO sta per *Maintenance Related Operations*, operazioni relative alla manutenzione); la figura in basso mostra come la quota dei costi dovuta al combustibile abbia recentemente sorpassato quella dovuta ai costi per il personale.

Vediamo ora, analogamente a quanto visto sopra, qual'è la diminuzione relativa del carico utile dovuto ad un aumento della *massa dei motori* m_e. Ancora, un aumento di tale massa viene pagato, a parità di altre condizioni, con una corrispondente diminuzione del carico utile:

$$\Delta m_{pl} = -\Delta m_e \tag{1.6}$$

e la conseguente diminuzione relativa del carico utile può essere espressa attraverso il rapporto tra spinta F e peso al decollo dell'aereo, il rapporto spinta/peso (F/W) dei motori, ed ancora del rapporto tra m_{pl} e m_{TO}:

$$\frac{\Delta m_{pl}}{m_{pl}} = -\frac{\Delta m_e}{m_e}\frac{m_e}{m_{pl}} = -\frac{\Delta m_e}{m_e}\frac{F}{g_0\,(F/W)}\frac{1}{m_{pl}} = -\frac{\Delta m_e}{m_e}\frac{\dfrac{F}{g_0\,m_{TO}}}{(F/W)}\frac{m_{TO}}{m_{pl}} \tag{1.7}$$

essendo F la spinta dei motori e (F/W) il loro rapporto spinta/peso, e g_0 l'accelerazione di gravità. Adottando nuovamente i valori per l'Airbus A340–500 con motori Rolls Royce Trent 553, si trova che un incremento dell'1% della massa dei motori porterebbe ad una diminuzione dello 0,366% del carico utile:

$$\frac{\Delta m_{pl}}{m_{pl}} = -0,01\,\frac{0,2634}{5,1}\,\frac{1}{0,141} = -0,366\% \tag{1.8}$$

e quindi un parallelo incremento dei costi operativi diretti per unità di massa di carico utile. In realtà, l'aumento sarà presumibilmente ben più sensibile perché sarà necessario rinforzare i piloni che sostengono il motore all'ala, etc., vedi par. 3.1, con ulteriore aumento della massa strutturale dell'aereo, ed ancora dei consumi di combustibile, e pertanto ulteriore corrispondente riduzione del carico utile. Come si vedrà nel par. 3.1, l'aumento complessivo di peso dell'aereo al decollo è circa 3 volte l'aumento di peso del motore, per cui l'aumento effettivo dei costi operativi per unità di massa del carico utile nel caso considerato sarà probabilmente intorno all'1% o lievemente superiore.

Capitolo 2
Inquinanti e contaminanti

2.1 Generalità

L'inquinamento può rappresentare un problema a livello locale (p. es. le emissioni da autoveicoli in una città, o da un impianto industriale nell'area circostante, o da aerei e veicoli nei pressi di un aeroporto), oppure a livello globale (intero pianeta) come riscaldamento globale (effetto serra) ed impoverimento dello strato d'ozono stratosferico. Le piogge acide sono caratterizzate da una scala intermedia (regionale). Chiamiamo inquinanti le emissioni di specie chimiche che danno effetto negativo diretto o indiretto (quest'ultimo per trasformazioni chimiche di inquinanti primari emessi direttamente in atmosfera, che danno luogo ad inquinanti cosidetti secondari), mentre chiamiamo contaminanti specie chimiche che non hanno effetto sulla salute, ma possono alterare il clima, come la CO_2.

Le fonti di emissione immettono inquinanti nell'atmosfera, dove essi subiscono processi di trasporto (per effetto della diffusione molecolare – cioè dei processi di agitazione termica, e soprattutto della diffusione dovuta alla turbolenza), diluizione ed eventuali reazioni chimiche secondarie; essi possono anche essere parzialmente rimossi da meccanismi naturali. In ultimo, gli inquinanti raggiungono i recettori (uomini, piante, animali, materiali) sui quali esercitano i loro effetti nocivi, come pure su clima, strato di ozono stratosferico, piogge acide.

Per una miscela gassosa, la concentrazione di una specie chimica (denotata dall'indice i) è normalmente espressa come frazione *molare* (rapporto tra il numero di moli della specie i contenute in un dato volume, ed il numero totale di moli entro tale volume):

$$X_i = \frac{n_i}{n} \tag{2.1}$$

Per la legge di stato dei gas perfetti si può vedere che X_i coincide con il rapporto tra il volume ipotetico V_i che la specie i occuperebbe se si trovasse da sola alla pressione e temperatura date, ed il volume effettivo V [basta dividere membro a membro le relazioni $pV_i = n_i \mathcal{R} T$ e $pV = n \mathcal{R} T$, essendo $\mathcal{R} = 8314$ J/(kmol K) la costante universale dei gas]. Per specie presenti a livello di tracce (come normalmente accade per gli inquinanti) le concentrazioni sono spesso espresse sotto forma di ppm (parti per milione, ossia parti per 10^6), ppb (parti per 10^9), ppt (parti per 10^{12})[6]. Talvolta, per rimarcare che tali concentrazioni sono espresse in volume, si adottano le notazioni ppmv, ppbv, pptv. Per concentrazioni di specie contenute nell'atmosfera, si fa spesso ricorso alla concentrazione su base secca (*dry basis*), ossia relativa ad una miscela dalla quale è stato rimosso il vapore acqueo; si adottano allora le notazioni ppmvd, etc., dove la 'd' finale sta appunto per *dry*. La massa molare $\mathcal{M}$ (termine che adesso si usa di preferenza rispetto al vecchio appellativo di peso molecolare) di una miscela di N specie chimiche gassose si ottiene considerando che una mole di miscela contiene X_i moli della specie i di massa molare $\mathcal{M}_i$, di massa perciò $X_i \mathcal{M}_i$, e sommando quindi su tutte le N specie chimiche che compongono la miscela:

$$\mathcal{M} = \sum_{i=1}^{N} X_i \mathcal{M}_i \tag{2.2}$$

Si definisce invece come frazione *di massa* Y_i della specie i [che compare in particolare nelle equazioni di conservazione delle specie chimiche, che esprimono un bilancio di massa, vedi par. 3.2.2, eq. (3.74)] il rapporto tra la massa della specie i contenuta in un dato volume, e la massa totale di miscela nel volume:

$$Y_i = \frac{m_i}{m} \tag{2.3}$$

Per ottenere le frazioni di massa conoscendo le frazioni molari, si osserva che in una mole di miscela (di massa $\mathcal{M}$) la massa della specie i è $X_i \mathcal{M}_i$, per cui vale la relazione

$$Y_i = \frac{X_i \mathcal{M}_i}{\mathcal{M}} \tag{2.4}$$

[6]Si osservi che questa notazione segue la convenzione statunitense per cui ppb sta per parti per bilione e ppt per parti per trilione, anche se per i matematici un bilione è invece 10^{12}, ed un trilione 10^{18}.

ed esplicitando la massa molare dalla (2.2) si ha

$$Y_i = \frac{X_i \, \mathcal{M}_i}{\sum_{j=1}^{N} X_j \, \mathcal{M}_j} \tag{2.5}$$

La massa molare della miscela può anche essere espressa in funzione delle frazioni di massa attraverso la (2.4), dopo averla posta nella forma

$$\frac{X_i}{\mathcal{M}} = \frac{Y_i}{\mathcal{M}_i} \tag{2.6}$$

Sommando rispetto all'indice i membro a membro, e tenendo conto che la somma delle frazioni molari di tutte le specie è ovviamente pari ad uno, si esplicita la massa molare della miscela come

$$\mathcal{M} = \frac{1}{\sum_{i=1}^{N} \frac{Y_i}{\mathcal{M}_i}} \tag{2.7}$$

Talvolta la concentrazione di un inquinante (gassoso, liquido o solido) in atmosfera viene espressa in termini di massa dell'inquinante per unità di volume di miscela (p. es., in μg/m^3). Per miscele liquide o solide, la concentrazione è invece sempre data in termini di frazione di massa.

Le emissioni di un motore per unità di combustibile bruciato sono quantificate dall'indice di emissione (*Emission Index*), p. es. per NO_x, SO_x, CO, UHC (*Unburned HydroCarbons* – idrocarburi incombusti). Quindi l'indice di emissione di NO_x, denotato come $EINO_x$, indica i grammi di NO_x emessi per kg di combustibile bruciato; analogamente per $EISO_x$, EICO, EIUHC, ed ancora EIPM (indice di emissione della *Particulate Matter*, cioè del *soot*). Riportiamo di seguito alcuni valori indicativi di questi indici, ricavati da una media sull'intera flotta aerea mondiale: $EINO_x$ = 13,2 g/kg$_f$, EICO = 3,25 g/kg$_f$, EIUHC = 0,4 g/kg$_f$, EIPM = 0,025 g/kg$_f$. In realtà però i valori dipendono ovviamente dal tipo di motore, ed ancor di più dalle condizioni operative. A questo proposito, la tab. 2.1 riporta a titolo di esempio gli indici di emissione del motore CFM56–5C3 (adottato dagli

Airbus 320/340 e dal Boeing 737), durante le varie fasi operative a bassa quota, alle cui durate sono assegnati dall'ICAO valori standard rappresentativi [come si può vedere, 42 secondi per la fase di decollo, 2,2 min per la salita fino a circa 900 m, poi 4 min per la fase di avvicinamento in atterraggio, ed inoltre 26 min per le fasi di *taxing* a terra, durante le quali i motori lavorano sostanzialmente al minimo (*idle*)].

MODE	POWER SETTING (%F_{00})	TIME mins	FUEL FLOW kg/s	EMISSIONS INDICES (g/kg)		
				HC	CO	NO_x
TAKE-OFF	100	0.7	1.373	0.008	0.98	34.7
CLIMB OUT	85	2.2	1.131	0.008	0.82	27.1
APPROACH	30	4.0	0.370	0.074	1.57	10.4
IDLE	7	26.0	0.1203	5.35	32.6	4.26

Table 2.1: Indici di emissione e portate di combustibile del motore CFM56–5C3 nelle varie condizioni operative a bassa quota, da [41].

Per quantificare complessivamente le emissioni degli aerei in prossimità degli aeroporti, si considerano i kg di inquinante emessi per ciclo di atterraggio e decollo (LTO, *Landing/Take–Off*). Per esempio, per la massa di NO_x emessa a bassa quota, essendo n il numero dei motori dell'aereo, Δt_i le durate delle quattro fasi operative contemplate nella tab. 2.1, e $\dot{m}_{f,i}$ le relative portate di combustibile, risulta (la divisione per 1000 è necessaria per riportare in kg la massa di inquinante emessa; notiamo tuttavia che la grandezza D_p definita nel par. 1.2 è invece espressa in grammi)

$$m_{\mathrm{NO_x,LTO}} \;=\; n \,\cdot\, \sum_{i=1}^{4} \Delta t_i \, \dot{m}_{f,i} \, EINO_{\mathrm{x,i}} \,/\, 1000 \tag{2.8}$$

	TAKE OFF	CLIMB	APPR.	IDLE	TOTAL
UHC	0,001	0,002	0,013	2,008	2,025
CO	0,113	0,244	0,779	12,236	12,873
NO_x	4,002	8,092	1,847	1,599	15,540

Table 2.2: Masse di inquinanti emesse da un aereo, propulso da due motori CFM56–5C3, nelle differenti fasi operative a bassa quota.

I contributi delle quattro fasi citate, nonché la loro somma, calcolati in tal modo, sono riportati in tab. 2.2 (in kg). Si osservi che le emissioni di incombusti e monossido di carbonio sono trascurabili nelle fasi di decollo, salita ed approccio, ma sono importanti in condizioni di *idle*. All'opposto, le emissioni di NO_x sono massime nelle fasi di decollo e salita, pur essendo non trascurabili anche in fase di avvicinamento ed in condizioni di *idle*.

Utilizziamo unità del sistema SI, quindi in particolare esprimiamo l'energia in joule (1 kWh = 3,6 MJ; 1 cal = 4,186 J; 1 kcal = 1 Cal = 4186 J; 1 BTU = 1055 J), la potenza in watt (1 CV = 735,5 W; 1 HP = 746 W; 1 BTU/h = 0,293 W), e la pressione in pascal (1 atm = 101325 Pa, 1 bar = 100 kPa). Per la temperatura, facciamo in genere (sempre nelle formule) riferimento alla temperatura assoluta, misurata a partire dallo zero assoluto (-273,15 °C). Per l'unità molare si adotta la chilomole (kmol), per cui la massa molare $\mathcal{M}$ si esprime in kg/kmol (che come valore numerico coincide evidentemente con g/mol). Riportiamo inoltre i prefissi adottati per i multipli:

kilo (k) = 10^3, mega (M) = 10^6, giga (G) = 10^9, tera (T) = 10^{12}, peta (P) = 10^{15}, exa (E) = 10^{18}, zetta (Z) = 10^{21}, yotta (Y) = 10^{24}

e sottomultipli:

milli (m) = 10^{-3}, micro (μ) = 10^{-6}, nano (n) = 10^{-9}, pico (p) = 10^{-12}, femto (f) = 10^{-15}, atto (a) = 10^{-18}, zepto (z) = 10^{-21}, yocto (y) = 10^{-24}

Gli inquinanti che destano maggiore preoccupazione sono il particolato (particelle solide o liquide, di vari diametri, ma comunque valutabili tra i nm ed i μm; possono essere particelle primarie – emesse direttamente dal motore o impianto, oppure secondarie, risultato di successive reazioni in atmosfera), i composti organici volatili (COV o VOC, *Volatile Organic Compounds*) e gli idrocarburi incombusti (UHC, i quali promuovono la formazione di particolato secondario, ozono e smog; possono anche essere tossici e cancerogeni), l'ozono (che a livello del suolo è un irritante), gli ossidi di azoto (irritanti, causa di piogge acide, agenti di serra e distruttori dello strato di ozono stratosferico), gli ossidi di zolfo (irritanti, causa di piogge acide), il monossido di carbonio (tossico). Altri inquinanti derivano dalle benzine (contenenti tetraetilato di piombo come antidetonante, adottato nei motori automobilistici di non più recente concezione, ma tuttora usato nella maggior parte delle benzine per aviazione), oppure da impurità contenute nei combustibili (il carbone in particolare) come p. es. l'arsenico, tossico. Tra i contaminanti p. es. annoveriamo l'anidride carbonica (gas di serra), il metano (anch'esso gas di serra) ed il protossido d'azoto (che promuove sia l'impoverimento dello strato d'ozono stratosferico che l'effetto serra). Anche il vapore acqueo è un gas di serra, ma in realtà le attività umane influenzano ben poco il suo bilancio globale; tuttavia vedremo che le emissioni in quota da parte degli aerei hanno un effetto ben al di là di quanto si possa supporre in base ad un esame superficiale.

2.2 Effetti degli inquinanti

Gli effetti degli inquinanti atmosferici si esercitano sull'uomo, sugli animali, sulle piante, sugli animali, e più in generale sull'ambiente.

Gli effetti sull'uomo sono valutati mediante studi epidemiologici (che correlano aumenti di morbilità[7] e mortalità con le escursioni di concentrazione di inquinante, vedi par. 2.2.1), studi su animali (che possono essere sottoposti a forti dosi, ma la cui risposta può non essere la stessa dell'uomo), esperimenti su volontari (in tal caso bisogna limitarsi ad indurre effetti reversibili), nonché colture di cellule *in vitro* (ossia staccate dall'organismo cui originariamente appartenevano) ed *in vivo* (sull'organismo in vita). In alcuni casi si riscontra la presenza di una soglia (cioè l'inquinante non risulta dannoso al disotto di una certa concentrazione), mentre in altri si trova comunque un effetto per quanto piccola sia la concentrazione; spesso l'esistenza o meno di una soglia risulta difficile da accertare.

Si stima che le emissioni di inquinanti da parte degli aerei siano responsabili di circa 8 000 morti premature per anno [42], che rappresentano circa l'1% delle morti premature dovute ad alterazioni della qualità dell'aria da parte di tutti i tipi di fonti di emissioni. Questo numero va confrontato con la stima di circa 470 000 morti premature annue dovute all'ozono a livello del suolo [43], e circa 2 100 000 morti premature annue dovute al particolato. Le stime per l'effetto del riscaldamento globale (al quale anche l'aviazione dà un contributo) vanno da 300 000 a 5 000 000 morti premature all'anno. Questi numeri stanno a sottolineare che, mentre è certamente doveroso ridurre le emissioni da parte dell'aviazione, questo risulterà comunque poco efficace se non accompagnato da analoghe misure in tutti i campi delle attività umane. Va poi citato per confronto il numero di morti annue dovute ad incidenti aerei, riportato in fig. 2.1

Gli effetti sugli animali sono in larga parte analoghi a quelli sull'uomo. Un importante effetto sulla microfauna/flora marina (plancton) può aversi per effetto dell'irraggiamento ultravioletto, a causa del ridotto filtraggio dovuto alla diminuzione della concentrazione di ozono stratosferico. Inoltre, l'innalzamento della temperatura degli oceani per effetto del riscaldamento globale, e la sua aumentata acidità (cioè pH più basso) per effetto della crescente concentrazione di CO_2 nell'atmosfera (che in parte si discioglie nell'acqua dando acido carbonico), portano ad alterare l'habitat di vita di molte specie marine.

Per quanto riguarda le piante (ma lo stesso vale per le altre specie viventi), l'effetto in generale dipende dalla *dose* (prodotto della concentrazione per la durata dell'esposizione), come esemplificato dalla fig. 2.2, dalla quale si può vedere infatti che la soglia per la manifestazione di disturbi dipende tanto dalla concentrazione che dalla durata dell'esposizione. Alcune specie risultano particolarmente sensibili,

[7] Numero di casi di insorgenza di una malattia per anno, su un numero complessivo di persone fissato.

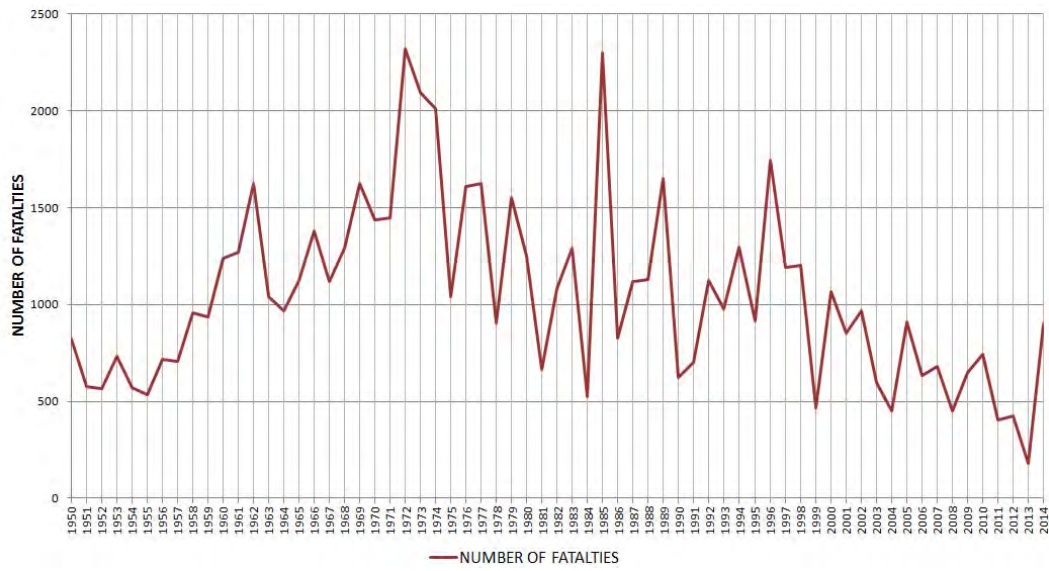



Figure 2.1: Numero di morti in incidenti aerei (con 19 o più vittime) per anno, da [44].

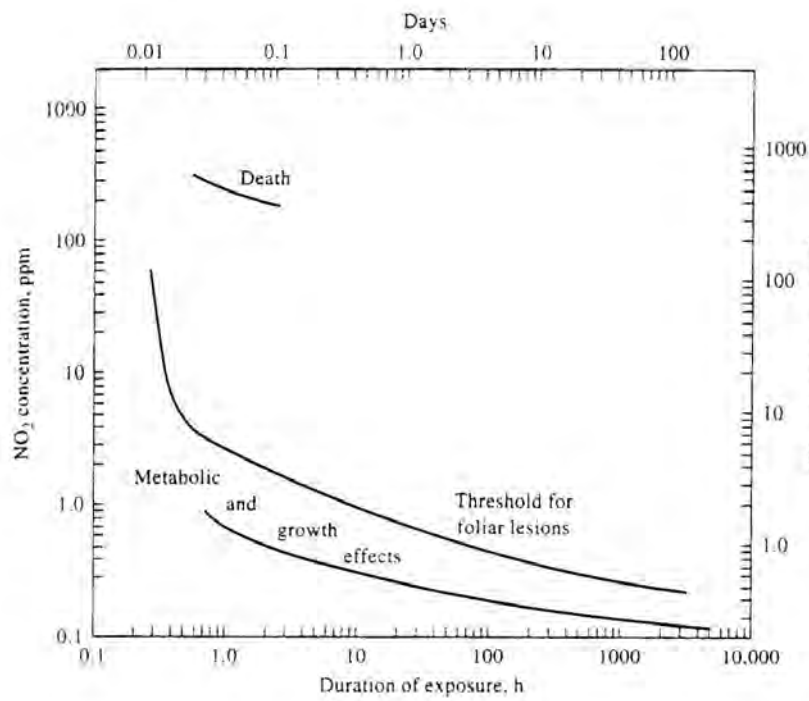



Figure 2.2: Curve di soglia per la manifestazione di effetti sulle piante, in funzione della concentrazione di NO_2 e della durata dell'esposizione, da [45].

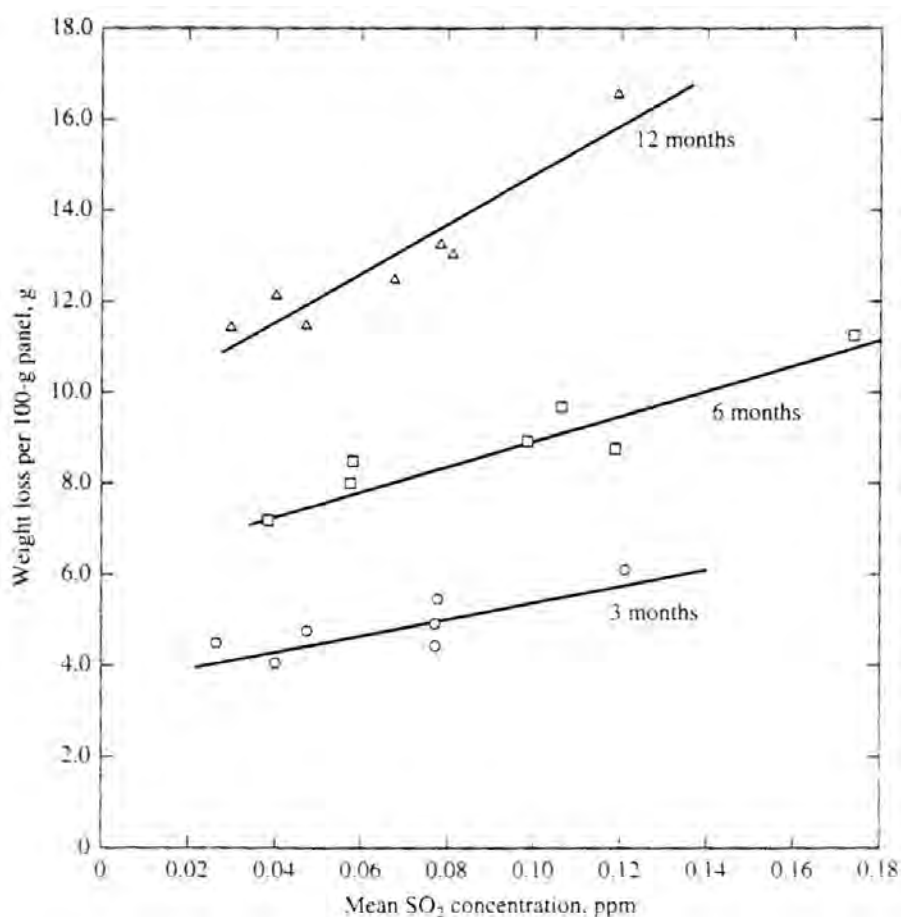



Figure 2.3: Perdita di peso di un pannello d'acciaio in funzione della concentrazione di SO_2, con la durata dell'esposizione come parametro, da [45].

p. es. l'erba medica è molto sensibile alla concentrazione di SO_2. Un effetto dell'inquinamento sulle piante si ha anche a causa delle piogge acide, le quali tra l'altro disciolgono alcuni metalli (come l'alluminio) che poi fluendo nel terreno esplicano effetti nocivi.

Per quanto riguarda gli effetti sui materiali, l'ozono al livello del suolo induce fessurazione dei pneumatici (che nelle gomme moderne è contrastata mediante l'aggiunta di antiossidanti alla mescola), mentre la SO_2 (che si ossida, a contatto con alcuni ossidi metallici come Fe_2O_3 che agiscono da catalizzatori, a SO_3 e poi si trasforma in acido solforico reagendo con l'umidità atmosferica) è corrosiva. Quest'ultimo effetto è illustrato dalla fig. 2.3, che mostra come un pannello di metallo perda progressivamente peso per effetto della corrosione e successiva asportazione del sale (solfato) formatosi, a seconda della concentrazione di SO_2 nell'aria e del tempo di esposizione.

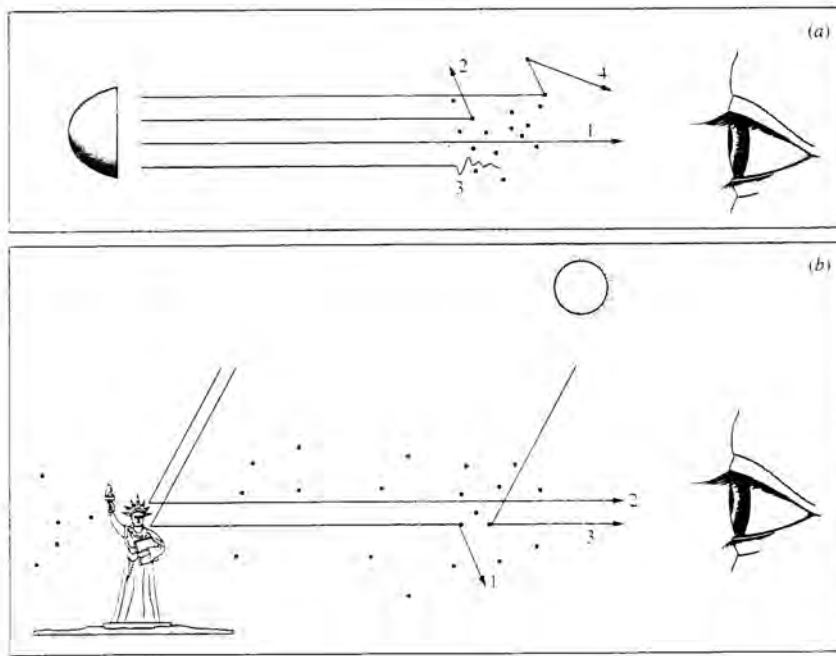



Figure 2.4: Possibili interazioni dei fotoni con particelle sospese nell'atmosfera, da [45].

Inquinanti e contaminanti esercitano poi diversi effetti sull'ambiente. La presenza di particolato nell'atmosfera degrada la visibilità, sia perché assorbe una parte della luce emessa da una fonte luminosa (raggio 3 nella fig. 2.4 in alto, per cui un oggetto distante risulterà appannato), sia perché le particelle in particolare di diametro prossimo alle lunghezze d'onda della luce (λ da 0,4 a 0,7 μm circa) diffondono la luce visibile, che di conseguenza può non raggiungere l'osservatore (raggio 2, con conseguenze analoghe a quelle citate sopra), oppure subire una diffusione multipla (raggio 4), per cui per esempio la luce di un faro apparirà circondata da un alone. I raggi solari che invece colpiscono un oggetto possono essere deviati dalle particelle (raggio 1, fig. 2.4 in basso), oppure, sempre per effetto della diffusione, raggi solari possono essere indirizzati nella direzione dalla quale proviene la luce riflessa (raggio 3), peggiorando in ogni caso la visibilità (l'ultimo effetto citato risulta meno fastidioso se il cielo è coperto). Gli ossidi di zolfo ed azoto, in contatto con l'umidità atmosferica, danno acidi solforici e nitrici, corrosivi e, quando cadono al suolo sotto forma di piogge, risultano dannosi per le piante ed i materiali (cosidette piogge acide). I contaminanti CO_2, CH_4, N_2O ed altri contribuiscono all'effetto serra, mentre gli ossidi di azoto NO_x ed anche il protossido N_2O contribuiscono all'impoverimento dello strato di ozono stratosferico (per quanti i maggiori responsabili siano i CFC – clorofluorocarburi, ora banditi dal protocollo di Montreal –

utilizzati in passato nelle macchine frigorifere, nei condizionatori, nelle bombole spray[8]).

Passiamo ora ad esaminare in dettaglio l'effetto dei singoli inquinanti.

2.2.1 Effetti del particolato

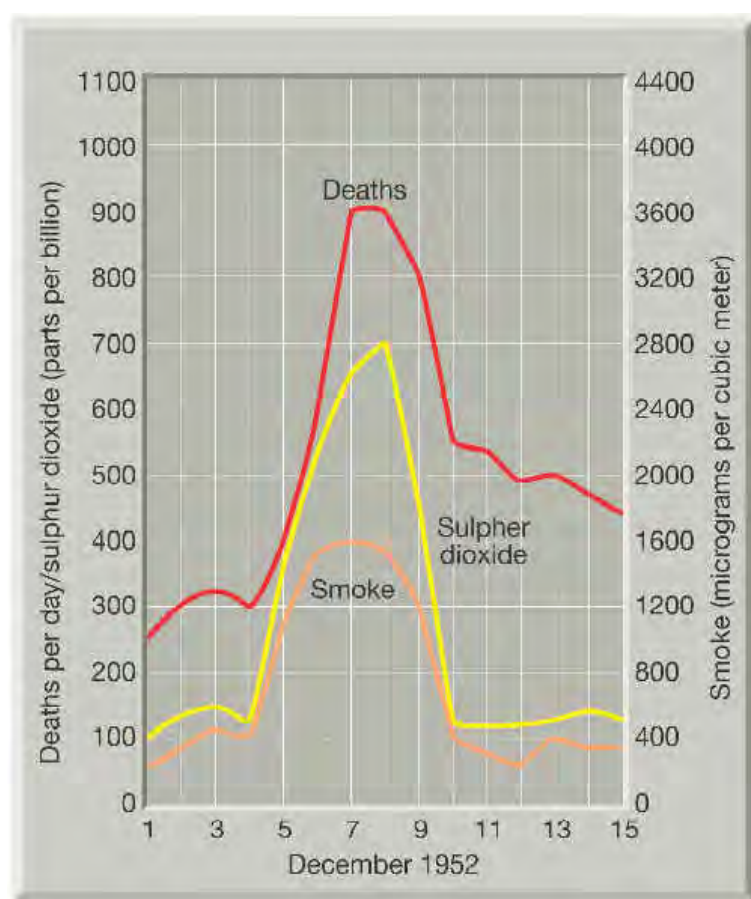



Figure 2.5: Tasso di mortalità giornaliera e concentrazione di particolato ed anidride solforosa per l'episodio di inquinamento del dicembre 1952 a Londra, da [46].

Il particolato si distingue in particolato primario (che si forma direttamente nel processo di combustione) e secondario (che si forma nell'atmosfera per effetto di reazioni che coinvolgono sostanze emesse nella combustione quali COV, UHC, NO_x, SO_x). Le particelle di piccolo diametro (cosidette particelle fini) possono essere respirate in profondità nei polmoni. A Londra, nel 1952, si verificò

[8]Nelle applicazioni frigorifere è necessario utilizzare un fluido operativo che sia liquido – sotto pressione, ed evapori facilmente a bassa temperatura – una volta ridotta la pressione, sottraendo in tal modo il calore latente di evaporazione. Anche nelle bombole spray è necessario un propellente che vaporizzi facilmente a temperatura ambiente.

una particolare situazione meteorologica per cui si ebbe una forte concentrazione di particolato per diversi giorni, alla quale fece seguito un forte incremento nel numero di decessi giornalieri, per un totale di circa 4000 morti, come illustrato dalla fig. 2.5 (tipico esempio di studio epidemiologico). Si può dire che orientativamente un aumento della concentrazione di particolato di 100 $\mu g/m^3$ causi un incremento della mortalità del 6% circa. Si ha anche un effetto sulla visibilità, in particolare per effetto del particolato con diametro comparabile alla lunghezza d'onda della luce visibile. Il particolato ha anche un importante effetto sul riscaldamento globale: quello secondario (composto essenzialmente da solfato e nitrato d'ammonio e simili) riduce la frazione di luce solare recepita a terra, contrastando in tal modo l'effetto serra, mentre quello primario (composto essenzialmente da particelle di carbone) assorbe la radiazione solare, aggravando pertanto il riscaldamento globale, vedi par. 2.3.4. Recentemente [47] è stata poi trovata una correlazione statistica tra la concentrazione di particolato nell'aria e l'incidenza del morbo di Alzheimer (in aree ad alta concentrazione di particolato, l'incidenza è quasi doppia rispetto alla media). Se questa correlazione fosse confermata, il particolato potrebbe essere responsabile a livello mondiale del 21% dei casi di Alzheimer.

2.2.2 Effetti degli ossidi di zolfo (SO_x)

Gli ossidi di zolfo sono responsabili per circa 2/3 delle piogge acide, sono irritanti (si trasformano in acido solforico a contatto con l'umidità nei polmoni), danneggiano le piante, corrodono i materiali, portano alla formazione di particolato secondario. In impianti di terra, ha inoltre importanza l'innalzamento del punto di rugiada dei fumi, vedi par. 4.4. Tuttavia, la SO_2 aumenta la riflettività delle nubi, riducendo quindi la quantità di energia che colpisce la Terra, contrastando perciò in qualche misura l'effetto serra. A proposito delle piogge acide, si osservi che la pioggia è comunque sempre lievemente acida perché l'anidride carbonica dell'aria si discioglie in essa formando acido carbonico. Se il processo andasse in equilibrio in aria pulita, la pioggia assumerebbe un pH = 5,6; si dice perciò che la pioggia è acida quando il suo pH è inferiore a tale valore. Una pioggia significativamente acida presenta p. es. un pH = 4, ma in regioni particolarmente inquinate si è arrivati fino a 2,3 – 2,4.

2.2.3 Effetti degli ossidi di azoto (NO_x)

Gli ossidi di azoto sono l'altro (oltre cioè al SO_x) principale contribuente alle piogge acide (contribuendo per circa il 25 – 30% del totale, in quanto il biossido di azoto NO_2, a contatto con l'umidità dell'aria, genera acido nitrico), sono irritanti respiratori (in particolare il biossido di azoto NO_2 viene avvertito già in concentrazione di circa 1 ppb in aria non inquinata), promuovono, in presenza di idrocarburi nell'aria, la formazione al livello del suolo – vedi par. 4.3.1 – di ozono (irritante dei

polmoni e degli occhi; in quanto fortemente ossidante tende a ledere le mucose, ed in queste lesioni possono annidarsi germi che danno luogo ad infezioni) e di particolato secondario. Promuovono inoltre l'impoverimento dello strato di ozono stratosferico – vedi par. 2.4 (ma va detto che i CFC – clorofluorocarburi sono molto più dannosi), ed il protossido d'azoto N_2O è anche un potente gas di serra.

2.2.4 Effetti del monossido di carbonio (CO)

Il monossido di carbonio presenta una fortissima affinità per l'emoglobina (Hb) del sangue, 220 volte più forte di quella dell'ossigeno, dando luogo alla formazione di carbossiemoglobina (COHb). Quando la concentrazione di CO supera i bassissimi valori atmosferici di fondo (cioè misurata lontano da fonti di inquinamento), come può avvenire in ambienti chiusi, in città (per effetto del traffico veicolare), od in prossimità di aeroporti (ma in quest'ultimi l'effetto è alquanto limitato), essa porta a concentrazioni di carbossiemoglobina (incapace di trasportare ossigeno, a differenza dell'emoglobina) nel sangue non trascurabili. La tab. 2.3 riporta gli effetti sulla salute del monossido di carbonio, espressi in termini di percentuale di emoglobina convertita a carbossiemoglobina. Già per concentrazioni di monossido di carbonio in aria $X_{CO} = 0{,}02\%$, esso può risultare letale per esposizioni prolungate (8 ore), vedi fig. 2.6. La concentrazione di fondo di CO è più alta nell'emisfero nord, intorno alle 120 ppb, ove si hanno la maggior parte delle emissioni, rispetto all'emisfero sud dove si registrano 50 – 60 ppb, a causa della vita media (vedi par. 2.2.5) relativamente breve (intorno a 0,2 anni, per cui questo composto viene in gran parte distrutto da processi naturali prima che la sua concentrazione possa essere diventata uniforme in tutta l'atmosfera terrestre). La concentrazione in città ed in ambienti chiusi può essere ben maggiore e perciò risultare pericolosa.

2.2.5 Crescita della concentrazione di inquinanti e contaminanti

La crescita della concentrazione atmosferica di fondo delle specie inquinanti e contaminanti deriva dalla competizione tra emissioni di queste specie in atmosfera, ed i processi naturali di rimozione di tali specie dall'atmosfera stessa (per esempio, l'anidride carbonica va in soluzione negli oceani). Questi ultimi possono essere quantificati introducendo il concetto di *vita media* di una specie chimica, indicata con τ.

Se la concentrazione di equilibrio X_{eq} di una specie chimica nell'atmosfera viene alterata fino ad un valore X^*, essa tende a ritornare al valore originario con una vita media τ, essendo la variazione di concentrazione dX, dovuta ai meccanismi naturali, proporzionale allo scostamento dal valore di equilibrio, con segno cambiato, ed all'intervallo di tempo considerato, per cui

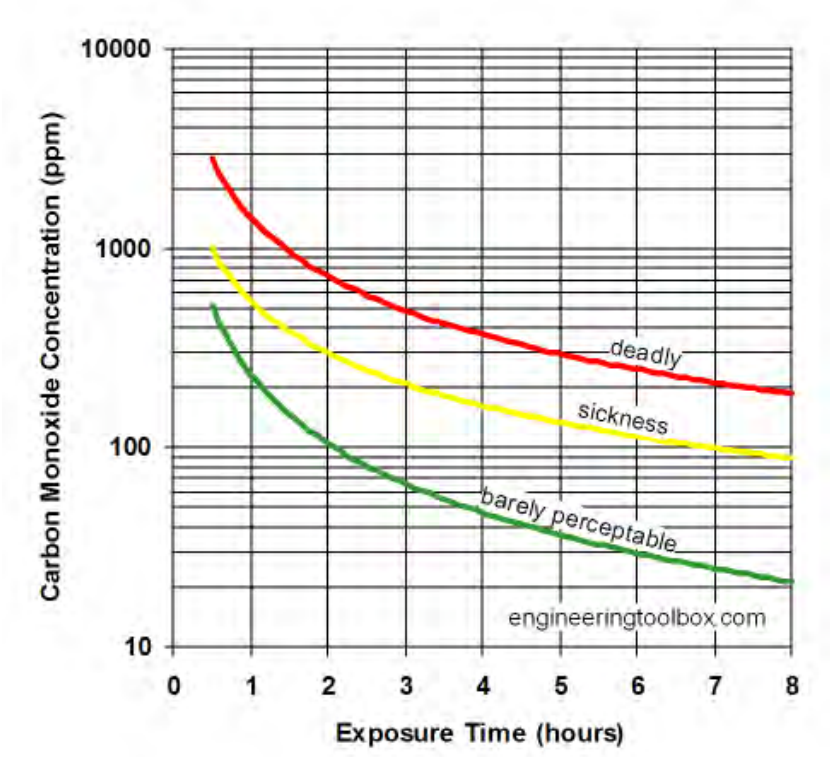



Figure 2.6: Effetto di concentrazione e durata dell'esposizione a monossido di carbonio, da [48].

% Hb CONVERTITA A COHb	EFFETTI
0,3 – 0,7	livello fisiologico per non fumatori
2,5 – 3	decremento funzionalità cardiaca in alcuni soggetti, alterazioni flusso sanguigno, riduzione globuli rossi
4 – 6	riduzione capacità visiva, vigilanza, capacità lavorativa
3 – 8	livello normale fumatori
10 – 20	emicrania, apatia, affanno, dilatazione vasi cutanei, visione anormale, danni a feto
20 – 30	forte emicrania, nausea, capacità manuale alterata
30 – 40	debolezza, nausea, vomito, oscuramento vista, forte emicrania, irritabilità, giudizio alterato
50 – 60	svenimento, collasso, coma
60 – 70	coma, attività cardiaca e respiratoria depressa, talvolta fatale
> 70	fatale

Table 2.3: Effetti fisiologici del monossido di carbonio, espressi in funzione della percentuale di emoglobina convertita a carbossiemoglobina; adattata da [45].

$$d(X - X_{eq}) \propto -(X - X_{eq})\, dt \tag{2.9}$$

ed indicando con $1/\tau$ la costante di proporzionalità

$$d(X - X_{eq}) = -(X - X_{eq})\, \frac{dt}{\tau} \tag{2.10}$$

dalla quale, integrando, si ha

$$\log(X - X_{eq}) = -\frac{t}{\tau} + \text{const} \tag{2.11}$$

Quindi, dopo un tempo t, la concentrazione $X(t)$ è data dalla

$$X(t) - X_{eq} = (X^* - X_{eq}) \exp(-t/\tau) \tag{2.12}$$

In particolare, dopo un tempo τ, lo scostamento della concentrazione dal valore di equilibrio si è quindi ridotto ad $1/e \simeq 37\%$ del valore originario (essendo e il numero di Nepero), dopo un tempo $2\,\tau$ lo scostamento si è ridotto ad $1/e^2 \simeq 13.5\%$ del valore originario, dopo un tempo $3\,\tau$ ad $1/e^3 \simeq 5\%$, etc..

La tab. 2.4 riporta, tra l'altro, la vita media di diverse specie. Per il particolato, la vita media risulta funzione del diametro, come pure della quota. La dipendenza della vita media dalla quota vale comunque anche per altre specie chimiche, vedi per esempio l'ozono. Si noti comunque che alcune specie presentano una vita media molto lunga. La tabella indica anche le concentrazioni delle specie considerate in epoca pre–industriale ed attuale, e la frazione della variazione di concentrazione di una specie chimica nell'atmosfera che è da attribuirsi alla combustione.

La fig. 2.7 riporta la crescita negli ultimi decenni della concentrazione atmosferica di alcune specie. La concentrazione di molte specie inquinanti è fortemente cresciuta dagli inizi dell'era industriale, e nella maggior parte dei casi continua a crescere (fanno eccezione come detto i CFC, non più prodotti, la cui concentrazione va anzi lentamente diminuendo). Per il metano il contributo della combustione è tuttavia piuttosto ridotto, essendo la maggior parte dell'incremento dovuto a fonti biologiche (agricoltura, allevamento); un discorso simile vale per il protossido d'azoto.

Le concentrazioni considerate in questo paragrafo sono come detto le concentrazioni *di fondo*, ma per molte specie quelle che contano ai fini dell'effetto dannoso sono le concentrazioni *locali*, dovute a fonti concentrate di emissioni (p. es., nei pressi di un aeroporto, o in città). Ai fini della determinazione

SPECIE CHIMICA	CONCENTRAZ PRE–INDUSTR ppb	CONCENTRAZ ATTUALE ppb	VITA MEDIA a	% VARIAZ DOVUTA A COMBUST
ANIDRIDE CARBONICA CO_2	278 000	411 000	120	> 90
METANO CH_4	700	1 868	14	10
PROTOSSIDO D'AZOTO N_2O	270	330	120	20
CFC–11 $CFCl_3$	0	0,232	50	0
CFC–12 CF_2Cl_2	0	0,516	102	0
MONOSSIDO DI CARBONIO CO	60	120 (emisf N)	0,2	> 90
NO_x TROPOSFERICO	?	10 – 1000	$< 0,03$	> 50
HC NON METANO	?	?	0 – 0,24	...
ACQUA STRATOSFERICA H_2O	3 500	5 500	~ 2	10
OZONO TROPOSFERICO O_3	25	34	$< 0,1$	> 50
OZONO STRATOSFERICO O_3	4 000	3 800	~ 2	< 5
ANIDRIDE SOLFOROSA SO_2	?	$> ?$	...	> 90
SOOT C	?	$> ?$	$f(D, z)$	> 90

Table 2.4: Concentrazione in epoca pre–industriale ed attuale, vita media, e percentuale di incremento della concentrazione ascrivibile ai processi di combustione, di diverse specie inquinanti e contaminanti; adattata da [49].

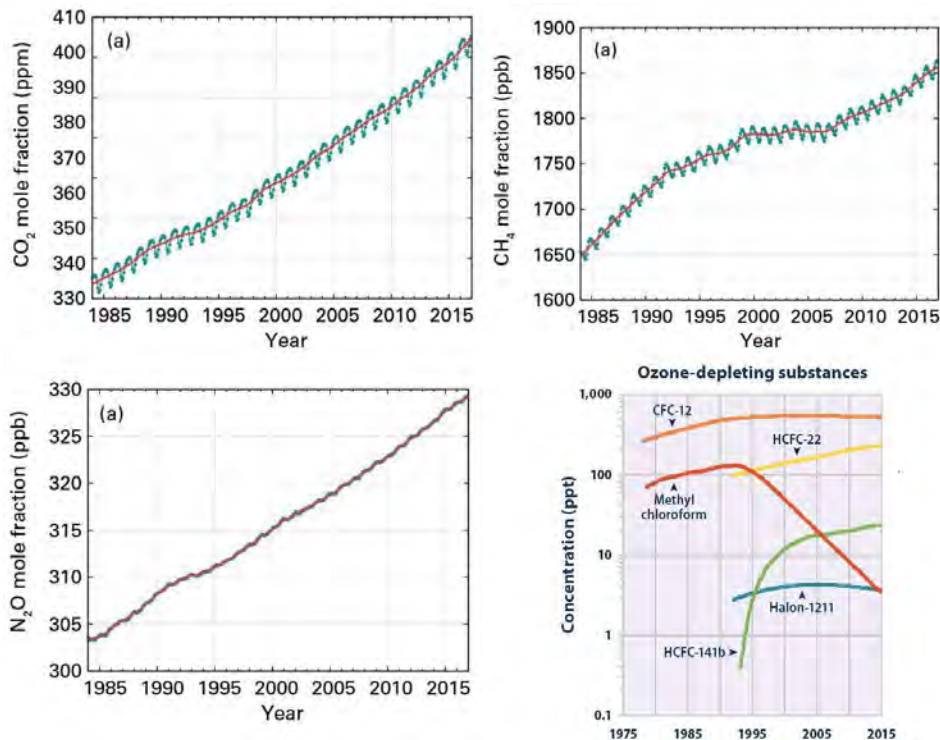



Figure 2.7: Crescita della concentrazione atmosferica di alcuni inquinanti e contaminanti, da [50].

della concentrazione locale di inquinanti, rivestono ovviamente particolare importanza gli effetti che influenzano la dispersione degli inquinanti dell'atmosfera, quali il gradiente verticale di temperatura (un'inversione termica, ovverosia un gradiente verticale di temperatura in modulo più piccolo di quello adiabatico, fa sì che gli inquinanti ristagnino in prossimità del suolo), la velocità e la direzione del vento, e la turbolenza atmosferica.

2.3 Riscaldamento globale (effetto serra)

Il riscaldamento globale del pianeta (anche detto effetto serra, anche se in realtà l'accostamento è discutibile) comporta importanti effetti sugli ecosistemi, che sono succintamente descritti nel par. 2.3.1.

2.3.1 Effetti del riscaldamento globale

L'entità del riscaldamento globale del pianeta è stata stimata dall'IPCC (*Intergovernmental Panel on Climate Change*) in circa 0,74 °C nell'arco dell'intero ventesimo secolo (e circa 1,12 °C alla data attuale, 2016 [51]), ma potrebbe assumere valori ben più drammatici nell'arco del ventunesimo, per il quale le proiezioni dell'IPCC danno innalzamenti compresi tra 1,1 e 6,4 °C a seconda dei modelli predittivi adottati e soprattutto delle politiche energetiche che saranno messe in atto. Queste politiche determineranno la concentrazione di CO_2 (agente di serra, vedi par. 2.3.2) nell'atmosfera, che era di 278 ppm in epoca preindustriale, mentre attualmente ha raggiunto le 411 ppm, ma che potrebbe raggiungere le 550 ppm per la fine del corrente secolo, o anche più in assenza di provvedimenti adeguati.

Tra i numerosi effetti negativi dell'innalzamento della temperatura della Terra, annoveriamo:

a) la distruzione di ecosistemi particolarmente sensibili alla temperatura (quali p. es. le barriere coralline), con associata riduzione della biodiversità (e conseguenti forti rischi se, per esempio, il numero di specie di cereali coltivabili si riducesse a poche unità, per cui un eventuale parassita che attaccasse una di esse potrebbe portare ad una vasta crisi alimentare[9]). Inoltre, il riscaldamento globale porta ad una diminuzione della popolazione di insetti impollinatori, in particolare le api (ma in questo caso l'effetto prevalente è dovuto all'uso di pesticidi ed

[9]Tale eventualità non è tanto remota quanto potrebbe apparire. Per esempio, negli anni '80 nelle Filippine il 98% della terra coltivata a riso si basava su due sole varietà; nel 1970 la produzione di mais negli Stati Uniti fu circa dimezzata perché l'80% del mais coltivato conteneva un gene che ne rendeva possibile l'attacco da parte di un fungo [52]. Ma già tra il 1846 ed il 1847 in Irlanda, per effetto dell'attacco di un fungo sulla patata, alimento principale della popolazione, si ebbero tra 1,1 e 1,5 milioni di morti [53], su una popolazione di circa 8 milioni.

alle pratiche agricole, per esempio le estese monocolture), che svolgono un ruolo fondamentale nell'impollinazione delle più diffuse specie vegetali[10];

b) la riduzione della crescita del fitoplancton e delle alghe, che sono alla base della catena alimentare di molte specie marine;

c) la proliferazione di erbe infestanti, parassiti nocivi alle colture, come pure di zanzare (in particolare le specie che trasmettono la malaria ed altre malattie come Zika, febbre gialla, dengue, etc.);

d) la progressiva estensione dei deserti;

e) una maggiore frequenza di eventi meteorologici estremi (vedi oltre);

f) lo scioglimento delle calotte polari (si osservi tra l'altro che l'aumento di temperatura sarà più sensibile ai poli che all'equatore – a causa di un complesso fenomeno detto *polar amplification* [55]) e dei ghiacciai. Questo tra l'altro causa una diminuzione del potere riflettente della Terra, con conseguente aggravamento del riscaldamento;

g) lo scioglimento della tundra, la quale libera metano (agente di serra) intrappolato nei ghiaccio, con conseguente ulteriore aggravamento del riscaldamento;

h) il conseguente aumento del livello del mare (già salito di circa 25 cm rispetto all'era pre–industriale, e previsto dall'IPCC tra i 18 ed i 59 cm nel secolo in corso, a seconda degli scenari ipotizzati), che porterà alla perdita di fascie di terra costiere (specie in paesi che già soffrono per sovrappopolazione e carenza di terra coltivabile, come il Bangladesh, dove il 18% della superficie emersa si trova a non più di un metro sopra il livello del mare). Tale innalzamento è causato, oltre che dallo scioglimento dei ghiacci, anche dalla dilatazione termica degli oceani a causa dell'aumento di temperatura. Un innalzamento ben più drammatico (intorno ai 7 m) potrebbe aversi nei prossimi secoli se l'*ice–sheet* della Groenlandia dovesse sciogliersi;

i) la possibile alterazione della corrente del Golfo (il cui cammino verso il nord Europa potrebbe essere ostacolato dalla corrente d'acqua verso sud generata dallo scioglimento della calotta artica), e di altri fenomeni climatici causati dal riscaldamento degli oceani (come i fenomeni soprannominati El Niño e La Niña nell'Oceano Pacifico).

[10]Tra queste mele, pere, prugne, pesche, albicocche, fragole, ciliege, agrumi, kiwi, uva, cocco, erba medica, caffè, cacao, nocciole, noci, castagne, cotone, girasole, fagioli, piselli, carote, barbabietole, melanzane, pomodori, cavoli, cipolle, peperoni; per un elenco completo vedi [54].

j) un aumento delle rese agricole (e questo sarebbe un effetto positivo), ma solo se l'innalzamento di temperatura sarà contenuto entro 2 °C, oltre i quali si avrà invece una diminuzione. Inoltre, all'aumentare della temperatura si riduce il divario tra la quantità di anidride carbonica assorbita di giorno per fotosintesi dalle foreste e quella emessa di notte, sino a farle diventare emettitrici nette di CO_2, che come vedremo è un agente di serra;

k) un effetto non direttamente legato all'innalzamento della temperatura, ma alle sole emissioni di CO_2 nell'atmosfera, è l'acidificazione degli oceani, dovuto al disciogliersi di questa specie nell'acqua con formazione di acido carbonico. Si calcola che tale effetto sinora abbia portato ad un abbassamento di circa 0,1 del pH degli oceani, vedi fig. 2.8; molte specie sono estremamente sensibili al pH, per esempio i coralli (le barriere coralline, oltre ad ospitare numerosissime specie marine, proteggono anche le coste da mareggiate e tsunami), i molluschi ed i crostacei (per l'effetto dell'acidità dell'acqua marina sul loro guscio). Si teme che nel ventunesimo secolo il pH dell'acqua degli oceani possa diminuire tra 0,3 e 0,5.

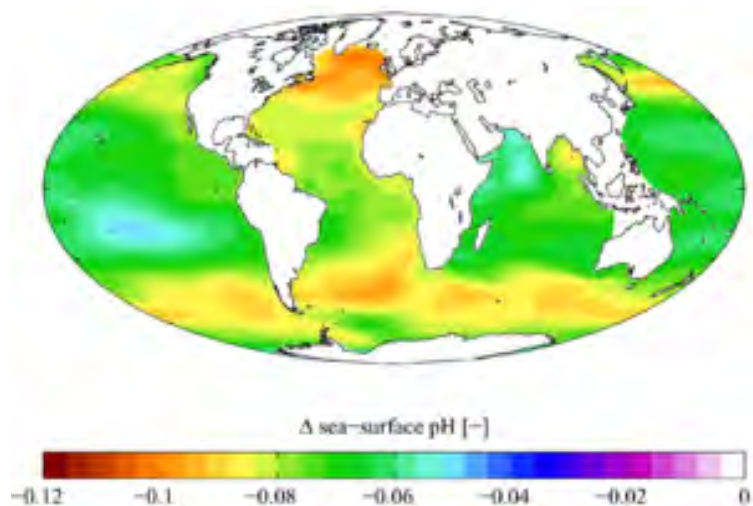



Figure 2.8: Variazione del pH della superficie degli oceani dall'inizio dell'epoca industriale agli anni 1990, da [56].

La distribuzione del numero dei giorni dell'anno in funzione della temperatura, per una data località, è tipicamente data da una gaussiana, vedi fig. 2.9. Si può vedere per esempio che la probabilità di avere condizioni di temperatura molto elevata risulta molto limitata, poiché tale eventualità corrisponde alla coda (destra) della distribuzione. Se però per effetto di un sia pur piccolo aumento della temperatura media la gaussiana si sposta verso destra, allora la probabilità di giornate a temperatura molto elevata aumenta grandemente. Inoltre, l'aumentata temperatura porta ad una maggiore

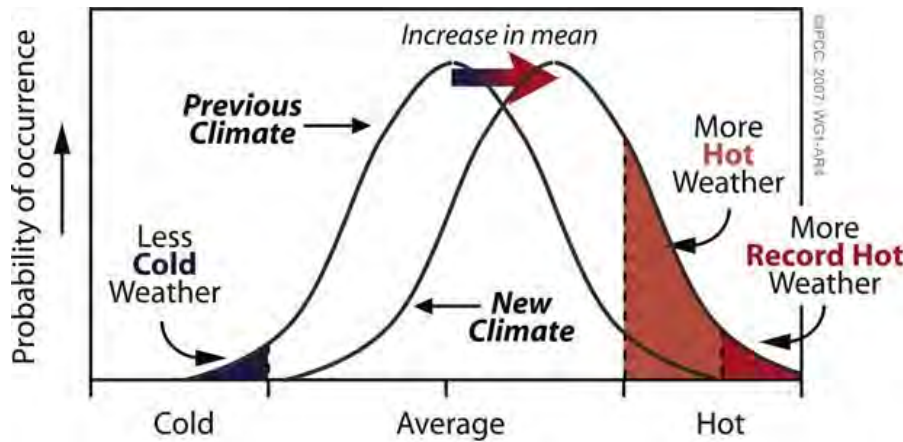



Figure 2.9: Aumento della probabilità annua di giornate a temperatura molto alta per effetto di un piccolo aumento della temperatura media, da [57].

evaporazione, e quindi a piogge più abbondanti (almeno alle alte latitudini; nei tropici si avrebbe invece una diminuzione). Aumenta quindi in definitiva la probabilità di eventi meteorologici estremi. Si stima che attualmente i disastri naturali dovuti ad eventi legati al clima siano responsabili di circa 60 000 morti annue [58], cifra più che triplicata rispetto agli anni '60 (con tutta probabilità per effetto del riscaldamento globale).

Esaminiamo ora in dettaglio i meccanismi che determinano il riscaldamento globale. Esso è dovuto a tre cause:

1. gas di serra (vedi par. 2.3.2);
2. contrails (vedi par. 2.3.3);
3. black carbon (vedi par. 2.3.4).

2.3.2 Gas di serra

I principali gas che contribuiscono[11] all'effetto serra, o *agenti di serra*, sono l'anidride carbonica (che contribuisce, secondo le più recenti stime [57], vedi fig. 2.10, circa per il 76,7%), il metano (contributo intorno al 14,3%), il protossido d'azoto (contributo intorno al 7,9%), l'acqua (sotto forma di vapore o gas, ma come vedremo essa gioca un ruolo particolare), per quanto anche i CFC giochino un importante ruolo. Si vede quindi che il maggior contribuente è l'anidride carbonica CO_2; tra gli altri

[11]Questa ripartizione va presa come un'indicazione di massima; le percentuali sono diverse a seconda della fonte.

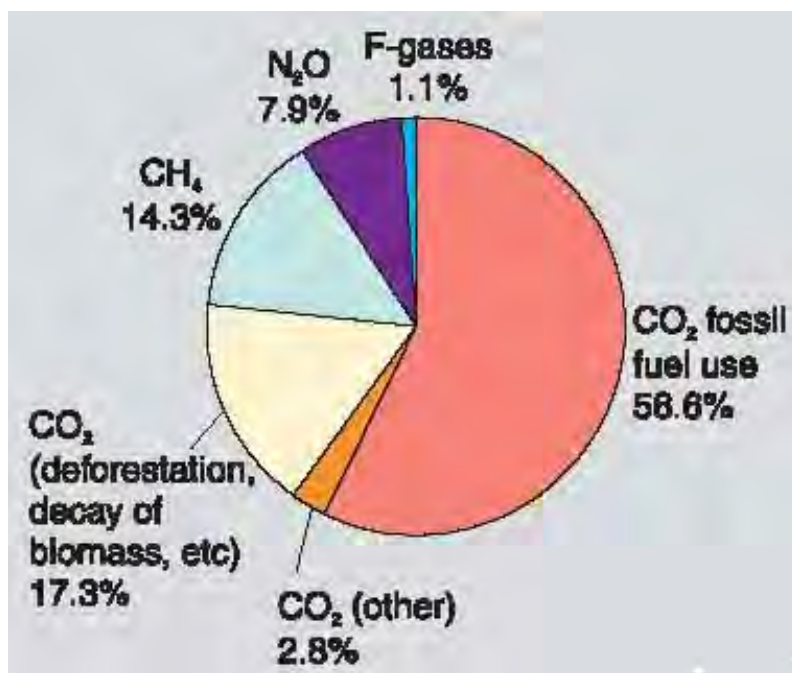



Figure 2.10: Contributo dei diversi agenti di serra al riscaldamento globale, da [57].

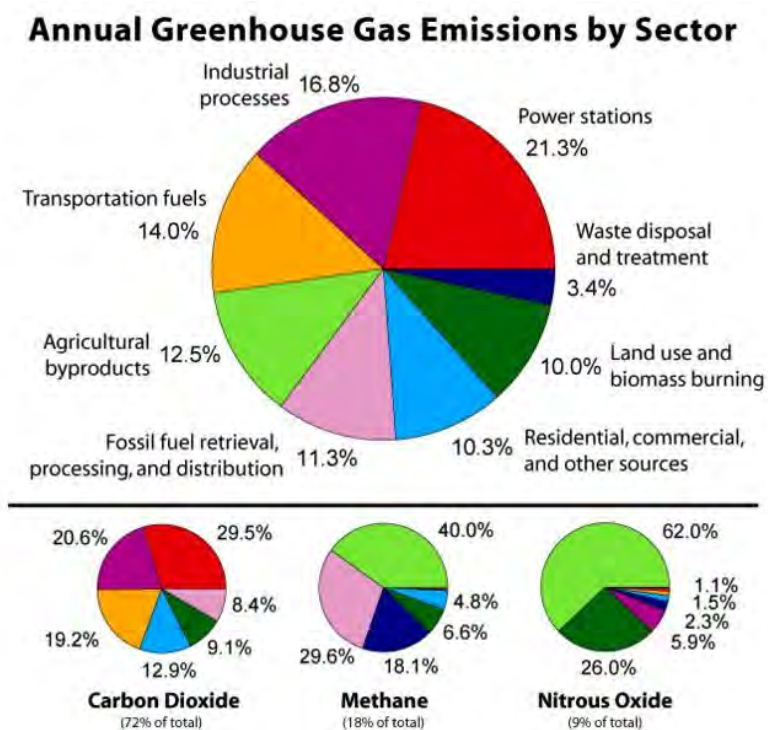



Figure 2.11: Sorgenti di emissione dei principali gas di serra a livello globale, da [59].

prodotti da processi di combustione, ha una certa importanza il protossido d'azoto N_2O. Degli altri gas di serra, i CFC (clorofluorocarburi) sono (o meglio, erano, essendo stati banditi dal protocollo di Montreal) utilizzati per macchine frigorifere e come propellenti di bombole spray, mentre le emissioni di metano, pur essendo per oltre il 75% ascrivibili ad attività umane, in realtà derivano solo per il 20% dalla combustione, mentre per il 17% dai ruminanti, 12% da coltivazioni di riso, 8% da combustione di biomasse, 8% da discariche, etc.

La fig. 2.11 indica il contributo delle diverse attività umane alle emissioni complessive di gas di serra (in alto), ed alle emissioni individuali dei principali gas di serra (in basso).

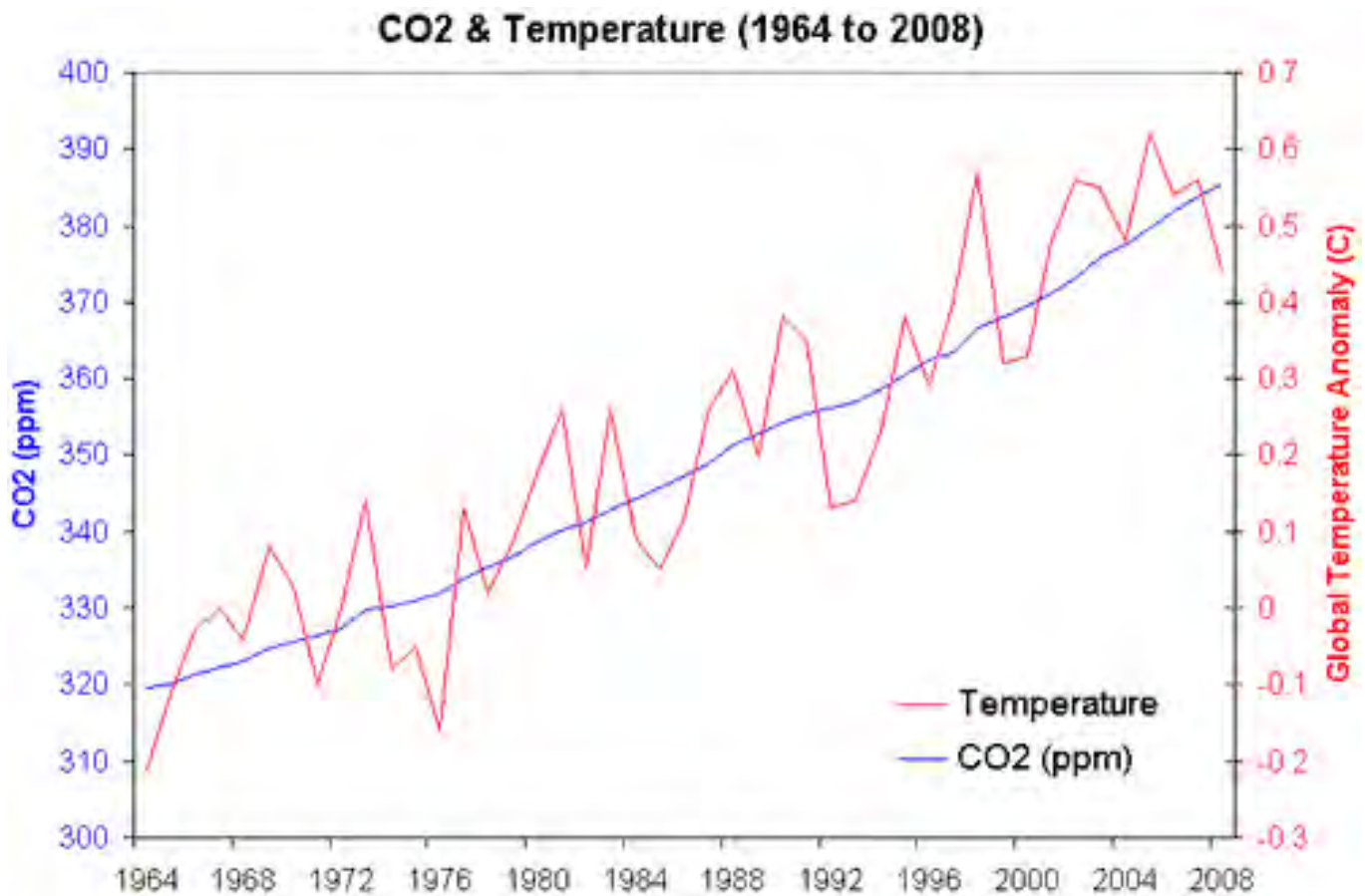



Figure 2.12: Aumento della concentrazione di CO_2 e della temperatura superficiale globale, da [60].

La fig. 2.12 mostra la correlazione tra la crescita della concentrazione di CO_2 e l'aumento della temperatura media della superficie terrestre, espressa come *Global Temperature Anomaly*, ossia la differenza tra la temperatura attuale e la media delle temperature su un dato arco di tempo. Essa lascia pochi dubbi sul fatto che la causa principale del riscaldamento globale sia la crescita della

concentrazione atmosferica di anidride carbonica.

È interessante però osservare che, sulle scale dei tempi molto più lunghe che caratterizzano le evoluzioni geologiche del nostro pianeta, le variazioni della concentrazione di CO_2 nell'atmosfera sono state un *effetto* e non una causa delle variazioni di temperatura (quest'ultime forse dovute al ciclo di Milankovitch, una lenta variazione dell'orbita terrestre), vedi fig. 2.13. Questo perché le variazioni in aumento (o diminuzione) della temperatura hanno provocato il riscaldamento (raffreddamento) degli oceani, con conseguente diminuzione (aumento) della solubilità della CO_2 nell'acqua, vedi fig. 2.14, e quindi suo rilascio nell'atmosfera (o ulteriore soluzione negli oceani).

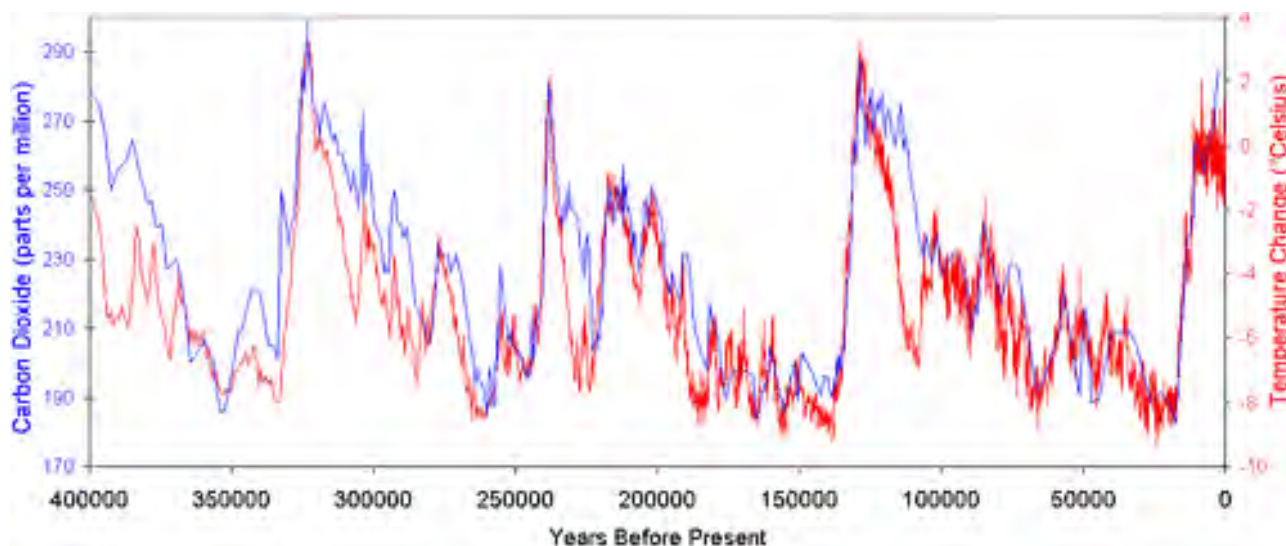



Figure 2.13: Concentrazione atmosferica di CO_2 e temperatura media nei passati 400 000 anni, da [60].

Il processo di riscaldamento o raffreddamento degli oceani comporta tuttavia tempi estremamente lunghi, a causa della loro enorme capacità termica in confronto a quella dell'atmosfera. La massa degli oceani è infatti $\simeq 1\,400\,000$ Tt ed il calore specifico dell'acqua $\simeq 4$ kJ / (kg K), mentre la massa dell'atmosfera risulta $\simeq 5\,000$ Tt, ed il calore specifico a pressione costante dell'aria $\simeq 1$ kJ/(kg K), per cui la capacità termica degli oceani risulta oltre mille volte superiore a quella dell'atmosfera.

Per quanto riguarda il vapore acqueo (H_2O), pur essendo esso un potente gas di serra, l'impatto delle attività umane sulla sua concentrazione a livello globale risulta trascurabile in virtù della grande quantità presente nell'atmosfera (la sua concentrazione, pur estremamente variabile, può arrivare sino a pochi percento, contro lo 0,04% della CO_2). Inoltre, la vita media dell'H_2O nell'atmosfera è molto breve (circa 10 giorni nello troposfera), ed in ogni caso le quantità di acqua messe in circolazione da fenomeni naturali sono dell'ordine delle centinaia di teratonnellate l'anno, vedi fig. 2.15, contro

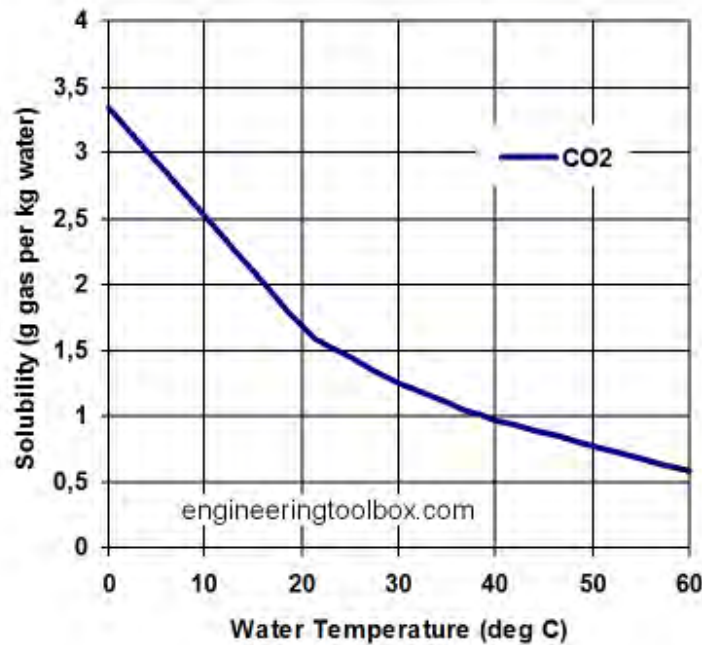



Figure 2.14: Solubilità della CO_2 nell'acqua in funzione della temperatura, da [48].

circa una decina di gigatonnellate introdotte nell'atmosfera ogni anno da processi di combustione, vedi la successiva tab. 2.5. Tuttavia, la situazione è diversa alle alte quote ove volano gli aviogetti, vedi par. 2.3.3.

Vediamo ora come agiscono questi gas di serra. La Terra riceve dal Sole energia sotto forma di radiazione, distribuita su un ampio campo di lunghezze d'onda λ (od equivalentemente di frequenze ν). Ogni corpo infatti emette radiazione elettromagnetica su uno spettro di lunghezze d'onda (o frequenze, essendo λ e ν legate dalla relazione $\lambda = c/\nu$, dove c è la velocità di propagazione della luce, pari a circa 300 000 km/s nel vuoto). Per un radiatore ideale (corpo nero, al quale possiamo in prima approssimazione assimilare un generico corpo) la lunghezza d'onda alla quale si ha la massima emissione di radiazione è data dalla legge di Wien; questa in particolare prevede che la lunghezza d'onda in corrispondenza alla quale si ha la massima emissione di energia sia legata alla temperatura superficiale del corpo T dalla relazione

$$\lambda_{max} = \frac{2,897 \cdot 10^{-3}}{T} \qquad (2.13)$$

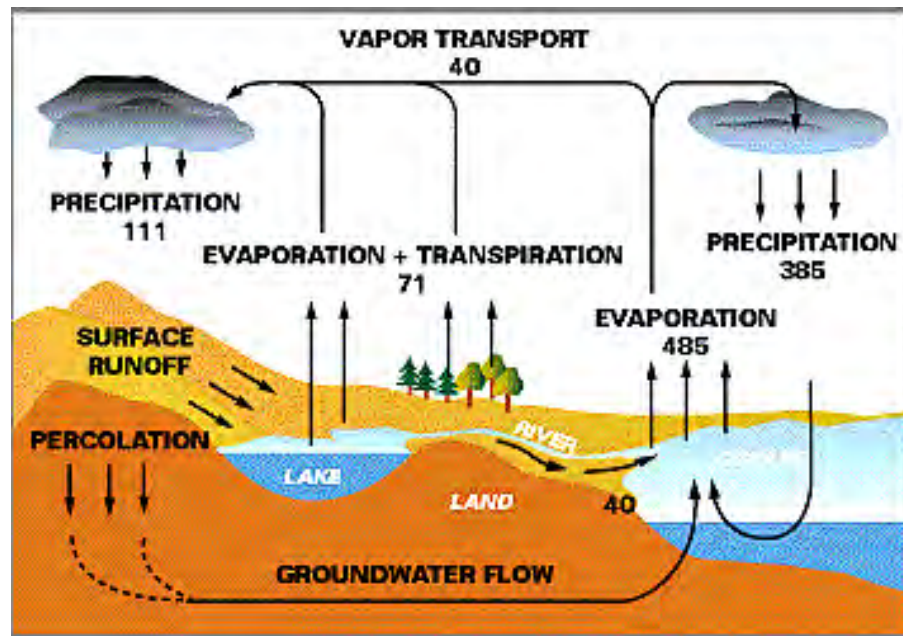



Figure 2.15: Flussi (in Tt/a) globali di acqua, da [62].

in unità del sistema SI (metri, gradi Kelvin). Essendo la temperatura superficiale del Sole intorno ai 6 000 K, esso irradia su uno spettro che ha un massimo per $\lambda_{max} = 0{,}483\ \mu$m, cioè in corrispondenza al campo della luce visibile (che abbiamo detto ha λ tra i 0,4 ed i 0,7 μm). La Terra a sua volta irradia anch'essa, ma a causa della sua temperatura superficiale mediamente identificabile come 288 K (15 °C), la massima emissione si verifica per $\lambda_{max} = 9{,}99\ \mu$m, ossia nel campo dell'infrarosso. Il bilancio energetico globale della Terra dipende dalla trasparenza o meno dell'atmosfera alla radiazione, entrante ed uscente, di queste diverse lunghezze d'onda.

La fig. 2.16 in basso riporta lo spettro di emissione del Sole e della Terra in funzione della lunghezza d'onda della radiazione (nota: le scale verticali utilizzate per la radiazione del Sole e della Terra sono diverse, essendo in realtà la potenza irradiata dal Sole circa nove ordini di grandezza più grande di quella irradiata dalla Terra). Si noti ancora che il picco dell'emissione solare si ha nel campo della luce visibile, mentre quello della emissione terrestre si ha nell'infrarosso. La fig. 2.16 in alto riporta invece, sempre in funzione della lunghezza d'onda, la frazione di energia radiante assorbita dai diversi gas presenti nell'atmosfera (il valore zero significa che il gas è perfettamente trasparente, il valore uno che esso assorbe completamente la radiazione), nonché la frazione complessivamente assorbita dell'aria atmosferica (in basso). Si vede innanzitutto che O_2 ed in particolare O_3 assorbono tutta la radiazione ultravioletta di lunghezza d'onda inferiore a circa 0,3 μm, mentre la CO_2 assorbe tutta la radiazione infrarossa oltre i 15 μm circa. Nell'intervallo tra 0,3 e 15 μm si notano picchi di assorbi-

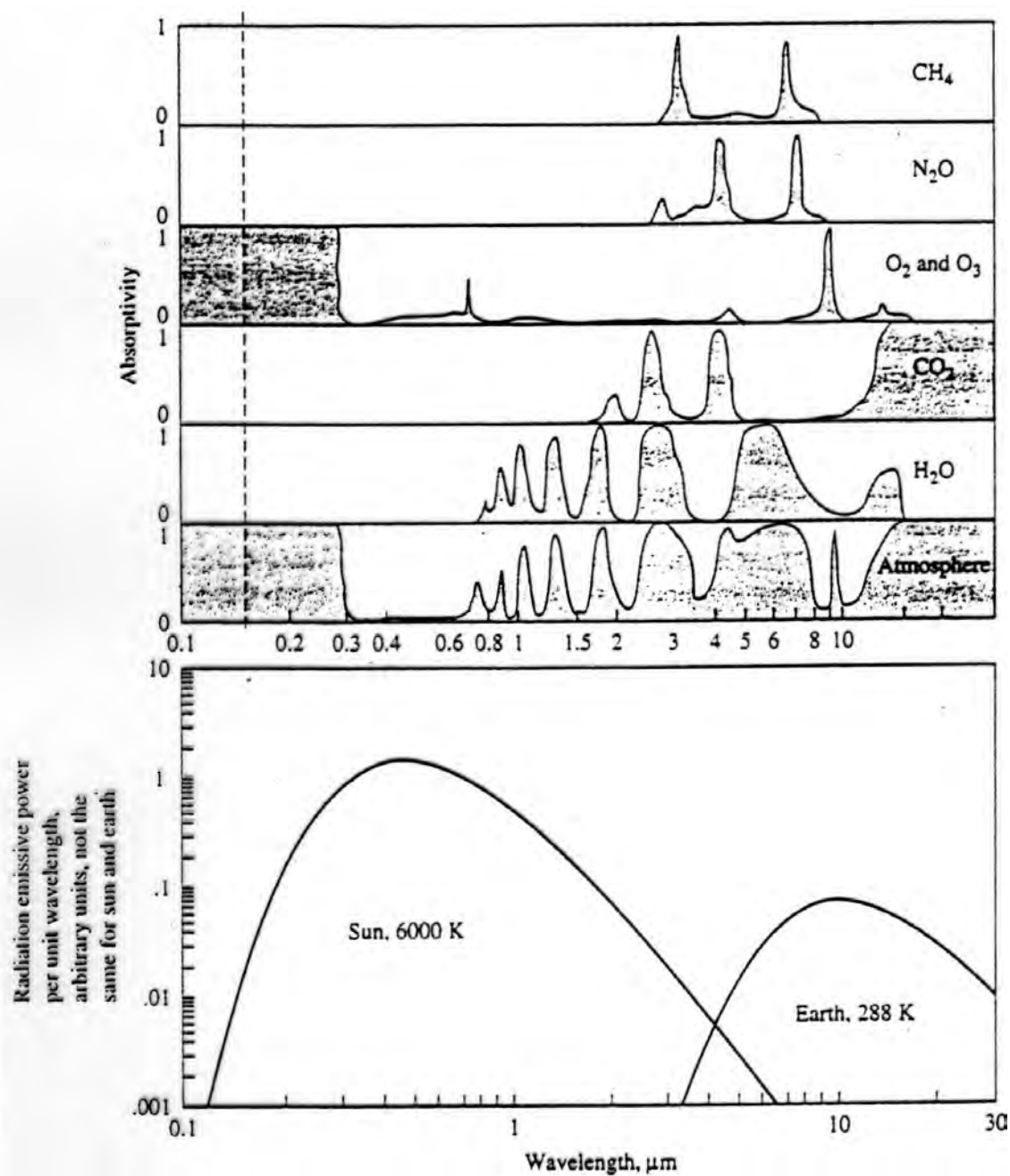



Figure 2.16: Frazione dell'energia radiante assorbita da alcuni componenti atmosferici in funzione della lunghezza d'onda (alto), e spettri di emissione del Sole e della Terra (basso, non in scala), da [45].

mento nell'infrarosso di CH_4, N_2O, O_3, CO_2 stessa ed H_2O. Resta completamente aperto l'intervallo corrispondente alla luce visibile (quindi in particolare la parte più importante della radiazione emessa

dal Sole), mentre la radiazione infrarossa emessa dalla Terra può essere irraggiata verso lo spazio solo in corrispondenza ad alcune 'finestre', delle quali le più importanti si trovano tra gli 8 ed i 12 μm. Vediamo quindi che mentre buona parte della radiazione del Sole riesce ad arrivare fino alla superficie terrestre, solo una parte della radiazione irradiata dalla Terra riesce a sfuggire attraverso l'atmosfera, essendo la parte restante assorbita dai 'gas di serra' CH_4, N_2O, CO_2 ed H_2O. Ciò fa sì che la temperatura terrestre sia più alta di quanto non sarebbe in assenza di atmosfera (si può calcolare che in tale ipotetico caso la temperatura superficiale media della Terra sarebbe di circa 5 °C = 278 K [45]). Le emissioni di gas di serra derivanti da attività umane aumentano la concentrazione di queste specie nell'atmosfera (aumentando quindi la frazione di energia radiante assorbita rispetto ai valori riportati in figura, relativa alla concentrazione attuale di tali gas), diminuendo quindi ulteriormente la quantità di energia irradiata dalla Terra che riesce a sfuggire verso lo spazio, ed innalzando progressivamente in tal modo la temperatura della Terra.

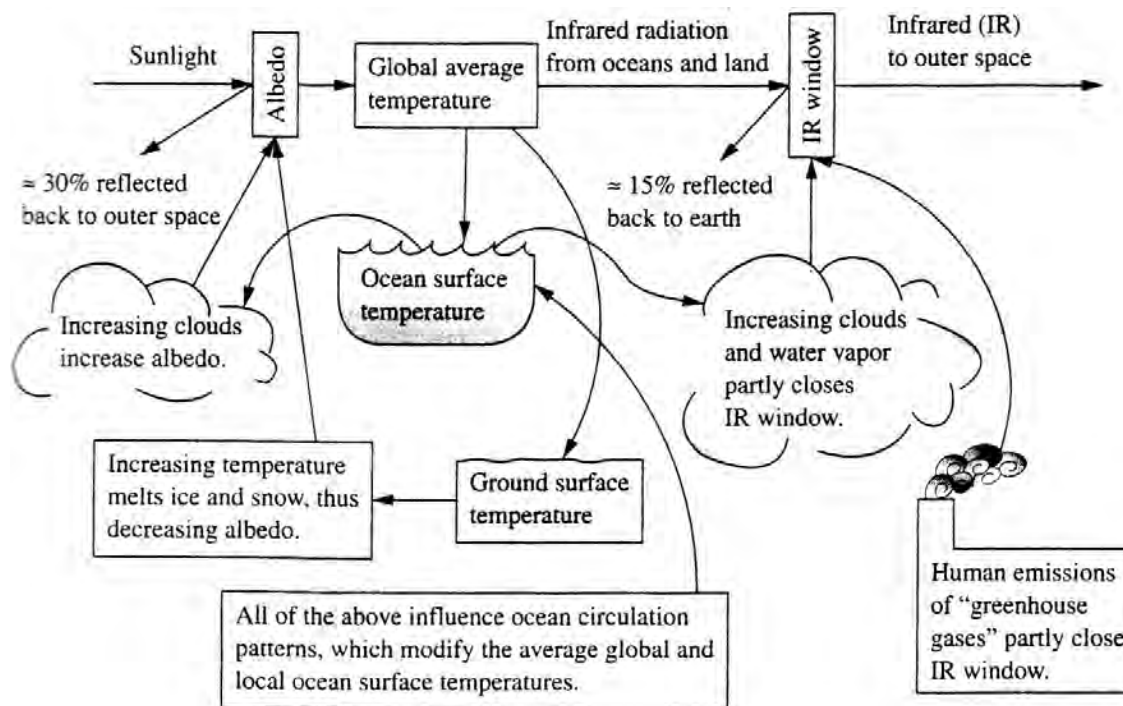



Figure 2.17: Schema (semplificato) delle interazioni nel processo di riscaldamento globale, da [45].

La fig. 2.17 riporta molto schematicamente le principali interazioni nel processo di riscaldamento globale della Terra. Si può vedere che una parte della radiazione solare incidente sulla Terra viene riflessa nello spazio a causa dell'albedo (potere riflettente) della Terra stessa, che a sua volta circa il 15% della radiazione infrarossa (IR) emessa dalla Terra viene riflessa dall'atmosfera sulla Terra stessa, che l'aumento della temperatura degli oceani causa da un lato una maggiore evaporazione e

quindi formazione di nubi, aumentando l'albedo ma assorbendo ulteriormente la radiazione infrarossa, dall'altra lo scoglimento delle calotte polari e dei ghiacciai, diminuendo in tal modo l'albedo, etc. Le attività umane (emissioni di gas di serra) intervengono nel bilancio perché contribuiscono a chiudere la finestra infrarossa. Va detto comunque che a tutt'oggi la comprensione dei diversi aspetti che intervengono nel fenomeno del riscaldamento globale è ancora incompleta.

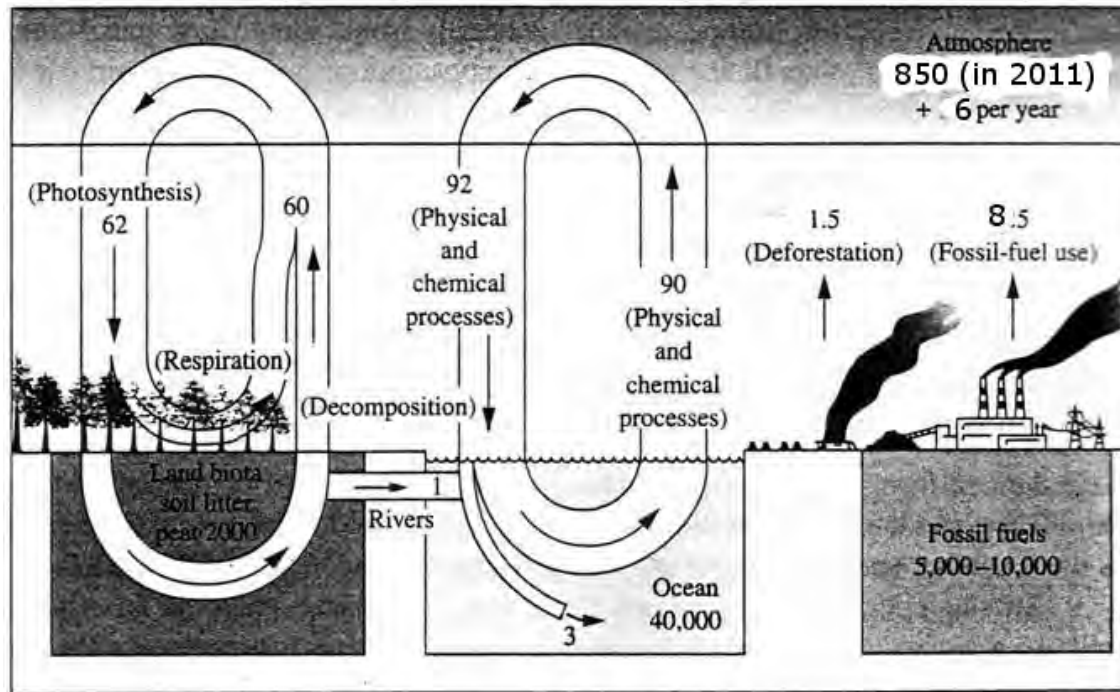



Figure 2.18: Flussi (in Gt/a) globali e riserve (in Gt) di carbonio, adattata da [45].

La fig. 2.18 illustra i principali flussi di carbonio nell'ambiente; si noti il peso delle attività umane (combustione e deforestazione). Il dato relativo alle emissioni dovute alla combustione (8,5 Gt di carbonio) può essere approssimativamente ricostruito come segue, vedi tab. 2.5. Ogni anno si bruciano globalmente [63, 64] 4,13 Gt di petrolio (miliardi di tonnellate) (composto per circa l'86% di carbonio – in massa), 2,45 Gt di gas naturale (circa il 75% di carbonio), 3,73 Gt di carbone (mediamente circa il 76% di carbonio), per un totale presunto intorno alle 8 Gt/anno di carbonio (dati più recenti indicano tuttavia circa 10 Gt/anno di carbonio, equivalenti a 36,7 Gt di CO_2 l'anno). Pertanto i flussi in entrata nell'atmosfera sono superiori a quelli che ne escono di circa 6 Gt/anno, e danno di conseguenza luogo ad un progressivo aumento della concentrazione atmosferica di CO_2, dell'ordine attualmente di circa 2 ppm/anno, vedi fig. 2.19.

L'efficacia di una particolare specie chimica gassosa come gas di serra è quantificata attraverso il *Global Warming Potential* (GWP), che esprime il rapporto tra l'effetto di un kg del gas in questione

FUEL	YEARLY CONSUMPTN Gt	APPROX COMPOSITN (MASS)	C RELEASED Gt	CO_2 RELEASED Gt	H_2O RELEASED Gt
OIL	4.13	86% C 14% H	3.54	12.98	5.31
NATURAL GAS	2.45	75% C 25% H	1.84	6.75	5.51
COAL	3.73	76% C 3.5 % H	2.80	10.26	1.17
TOTAL	10.3		8.2	30	12

Table 2.5: Stima delle emissioni globali annuali di CO_2 e H_2O dovute ai combustibili fossili.

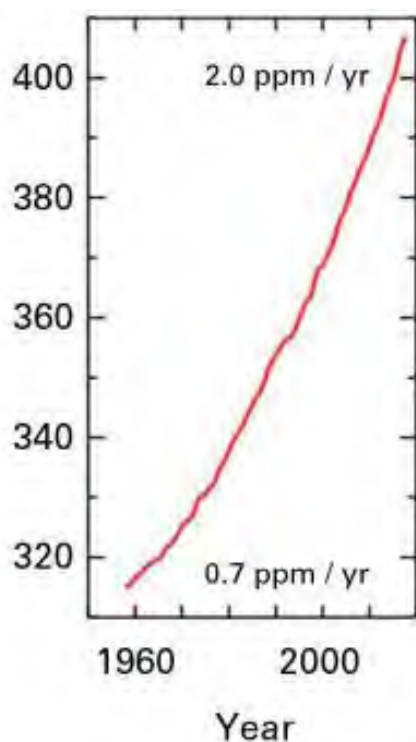



Figure 2.19: Tasso annuale di crescita della concentrazione atmosferica di anidride carbonica, da [65].

e quello di un kg di CO_2, assunta come riferimento. In realtà il GWP dipende anche dall'orizzonte temporale considerato (in particolare a causa del valore della vita media della specie gassosa – specie di breve vita media daranno effetti che si affievoliscono rapidamente nel tempo), per cui si può individuare un GWP a 20 anni, 100 anni, 500 anni. Si vede dalla tab. 2.6 che alcune specie, che pure

GAS DI SERRA	20 ANNI	100 ANNI	500 ANNI	INCREMENTO ANNUO CONC.
CO_2	1	1	1	0,4%
CH_4	56	21,5	6,5	0,6%
N_2O	280	310	170	0,25 %
CFC–11 CCl_3F		12000		0 %
CFC–12 CCl_3F_2		16000		0 %
HFC–23	9100	11700	9800	
HFC–32	2100	650	200	
SF_6	16300	23900	34900	

Table 2.6: *Global Warming Potential* di diversi agenti di serra, a seconda dell'orizzonte temporale considerato
.

sono presenti nell'atmosfera in concentrazioni estremamente basse, hanno però una loro importanza come gas di serra a causa del loro elevato GWP. La tabella indica anche, per alcune specie, il tasso annuo di incremento della concentrazione atmosferica (per i CFC è nullo, anzi attualmente lievemente negativo, vedi fig. 2.7, perché sostanzialmente non se ne producono più; la loro lunga vita media rende tuttavia il loro tasso di decadimento molto basso).

La fig. 2.20 riporta le previsioni a lungo termine per la concentrazione atmosferica di CO_2 e l'aumento della temperatura, elaborate secondo differenti ipotetici scenari.

2.3.3 Contrails

La concentrazione di vapori di acqua *nella stratosfera* risulta estremamente bassa, attualmente in media intorno alle 5,5 ppm. Essa è dovuta in parte all'ossidazione di metano, il quale, emesso a terra principalmente da processi biologici, riesce a raggiungere la stratosfera grazie alla sua lunga vita media, e poi alle emissioni di motori a getto i quali, bruciando idrocarburi, producono CO_2 ed appunto H_2O. La vita media della H_2O risulta molto più lunga nella stratosfera (intorno ai 2 anni, vedi tab. 2.3), rispetto al valore al livello del suolo (circa 10 giorni), per l'assenza di nubi e piogge. Occorre notare che tale acqua si trova allo stato di gas, nonostante la temperatura ambiente abbondantemente sotto lo zero centigrado, a causa della scarsità nell'aria ad alta quota di particelle che agiscano come nuclei di condensazione (in altre parole, tale acqua non si trova in equilibrio termodinamico).

Tuttavia, i prodotti di scarico dei motori degli aerei contengono particolato (*soot*, prodotto nella combustione di tutti gli idrocarburi), il quale agisce da nucleo di condensazione per il vapore acqueo

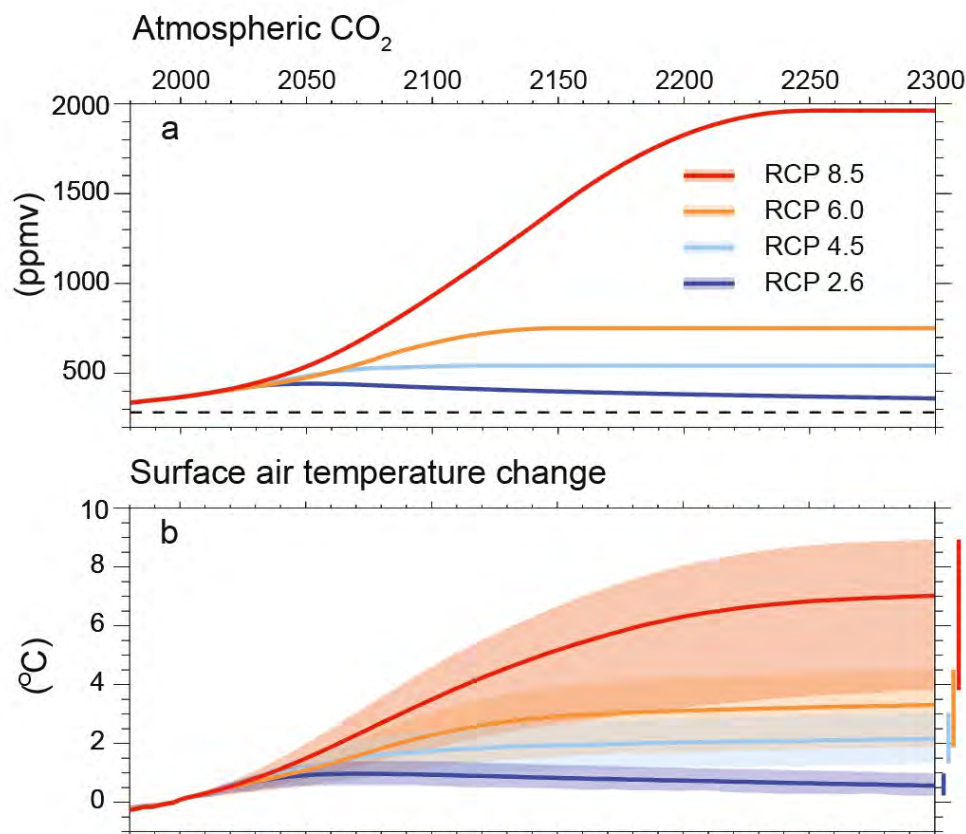



Figure 2.20: Previsioni della crescita della concentrazione di CO_2, e dell'aumento di temperatura, secondo vari ipotetici scenari [66].

emesso dai motori come prodotto di combustione. Tale particolato può inoltre provocare la condensazione della H_2O naturalmente presente nella stratosfera, moltiplicando perciò l'ampiezza delle scie di condensazione, dette *contrails* (*condensation trails*), vedi fig. 2.21. Il verificarsi o meno di questo effetto di amplificazione dipende dalle condizioni dell'aria stratosferica, in particolare dalla sua temperatura e umidità locale. La durata dei *contrails* (cioè il tempo che essi impiegano per dissiparsi) varia da meno di un minuto a più di un giorno, a seconda appunto delle condizioni di temperatura e umidità. Vengono generalmente chiamati *contrails* di breve durata quelli che durano meno di 30 minuti, e *contrails* persistenti quelli con durata maggiore, che danno vita alla formazione di nubi dall'aspetto di cirri.

Per identificare il meccanismo che porta alla formazione di contrails, utilizziamo il piano temperatura – umidità, vedi fig. 2.22. L'area celeste nel pannello di sinistra della figura identifica le condizioni di temperatura ed umidità (bassa temperatura, alta umidità) nella quali il vapore acqueo contenuto

Figure 2.21: *Contrails* emessi da un aviogetto in quota, da [67].

nell'atmosfera condensa in goccioline. Partendo da una condizione rappresentata da un punto entro tale area, e diminuendo progressivamente l'umidità, si entra nella regione tratteggiata in cui si ha il passaggio dell'acqua allo stato solido (cristalli di ghiaccio). Diminuendo ulteriormente l'umidità, si arriva nella regione in cui l'umidità è trattenuta nell'aria allo stato gassoso, perché la sua pressione di vapore, alla temperatura data, è inferiore alla pressione di vapore saturo tanto del ghiaccio che dell'acqua liquida, vedi anche fig. 2.23 (si ricordi che nei gas pressione parziale e concentrazione sono legate dalla legge di Dalton, $p_i = X_i\, p$). In corrispondenza al passaggio attraverso il contorno inferiore della zona tratteggiata in fig. 2.22 si ha pertanto un processo di sublimazione. Il passaggio inverso che dovrebbe avvenire all'aumentare dell'umidità, da acqua sotto forma di vapore a ghiaccio (sublimazione o brinamento), non si verifica invece naturalmente perché richiede la presenza di nuclei di condensazione (es. pulviscolo atmosferico), molto scarsi alle alte quote.

Nel pannello a destra della fig. 2.22 sono riportati indicativamente i punti relativi ad ipotetiche condizioni ambiente alla quota di volo (A, aria fredda, secca) e condizioni dei gas all'uscita del motore (B, caldi con alto contenuto di H_2O, prodotto di combustione). Una volta espulsi nell'atmosfera, i gas di scarico, ad alta temperatura e ricchi di umidità, si mescolano con l'aria atmosferica, raffreddandosi e diluendo il contenuto di umidità; lo stato della miscela gas combusti/aria atmosferica, al progredire

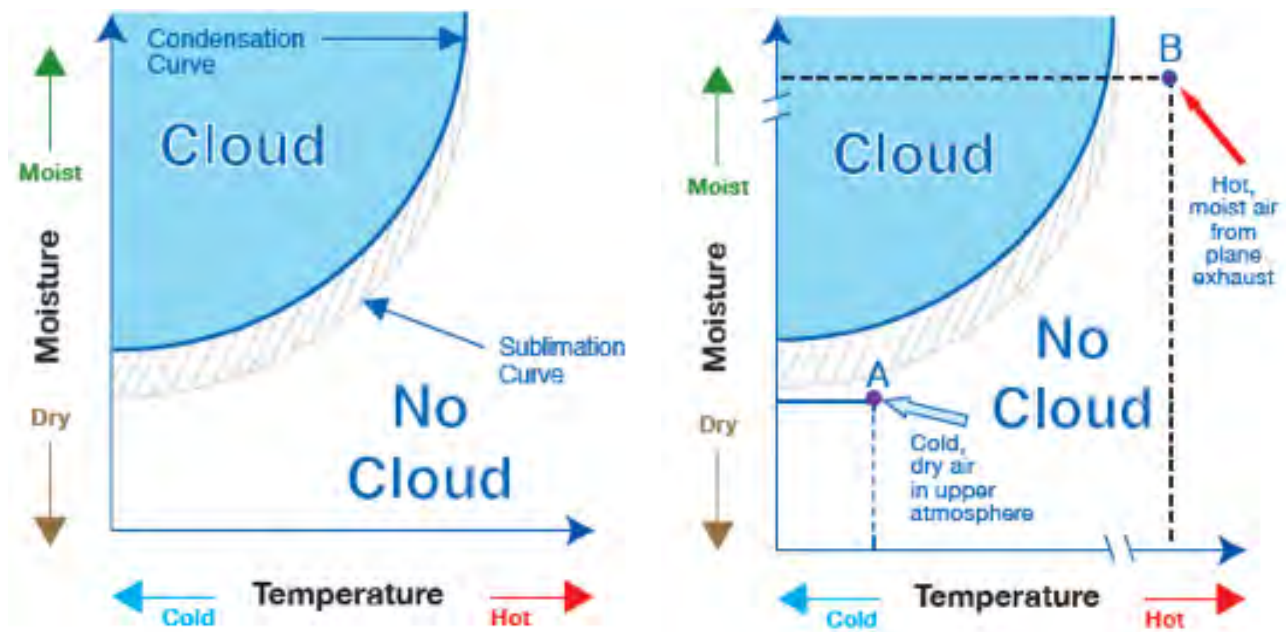



Figure 2.22: Piano temperatura – umidità (a sinistra); esempio di condizioni ambiente (A) e di condizioni allo scarico del motore (B) (a destra), da [68]

della diluizione, sarà pertanto descritto da una linea che parte dal punto B e raggiunge il punto A. Risulta facile dimostrare che tale linea deve essere un segmento di retta. Indichiamo con T_{ex} e $Y_{H_2O,ex}$ le condizioni di temperatura ed umidità (quest'ultima espressa in termini di frazione di massa di acqua, indipendentemente dal suo stato – gassoso, liquido o solido) dei gas di scarico (punto B), e con T_{amb} e $Y_{H_2O,amb}$ le rispettive condizioni dell'aria ambiente (punto A). Possiamo caratterizzare la progressiva diluizione dei gas combusti introducendo il parametro libero N, massa di aria (in kg) che si è miscelata con un kg di gas combusti all'istante generico: N varierà quindi tra il valore zero all'uscita del motore ed un valore estremamente grande, quando i gas combusti si saranno dispersi (teoricamente) nell'intera atmosfera. Lo stato della miscela (indicato con il pedice mix) di un kg di gas combusti ed N kg di aria, per un generico valore di N, può essere facilmente ricavato imponendo la conservazione dell'energia

$$T_{ex} + N\,T_{amb} = (N + 1)\,T_{mix} \tag{2.14}$$

e della massa di acqua

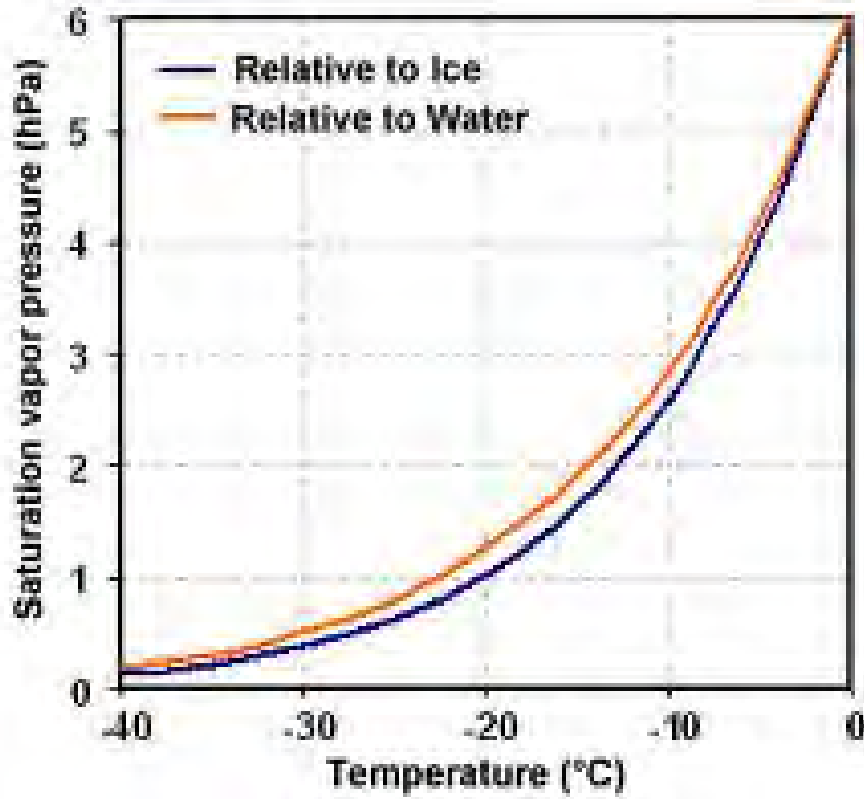



Figure 2.23: Pressione di vapore del ghiaccio e dell'acqua liquida in funzione della temperatura, da [69].

$$Y_{H_2O,ex} + N\,Y_{H_2O,amb} = (N+1)\,Y_{H_2O,mix} \tag{2.15}$$

Nella eq. (2.14), la cui forma originaria è in realtà in termini di entalpia, abbiamo supposto che il calore specifico dei gas combusti e dell'aria siano uguali, e costanti, un'approssimazione accettabile nel presente contesto. Possiamo quindi ricavare dalla (2.14) la differenza di temperatura rispetto all'aria ambiente come

$$\Delta T = T_{mix} - T_{amb} = \frac{T_{ex} - T_{amb}}{N+1} \tag{2.16}$$

e dalla (2.15) la differenza nel contenuto di umidità come

$$\Delta Y_{H_2O} = Y_{H_2O,mix} - Y_{H_2O,amb} = \frac{Y_{H_2O,ex} - Y_{H_2O,amb}}{N + 1} \tag{2.17}$$

La pendenza della linea che unisce il punto B al punto A può pertanto essere espressa come

$$\frac{\Delta Y_{H_2O}}{\Delta T} = \frac{Y_{H_2O,ex} - Y_{H_2O,amb}}{T_{ex} - T_{amb}} = \text{const} \tag{2.18}$$

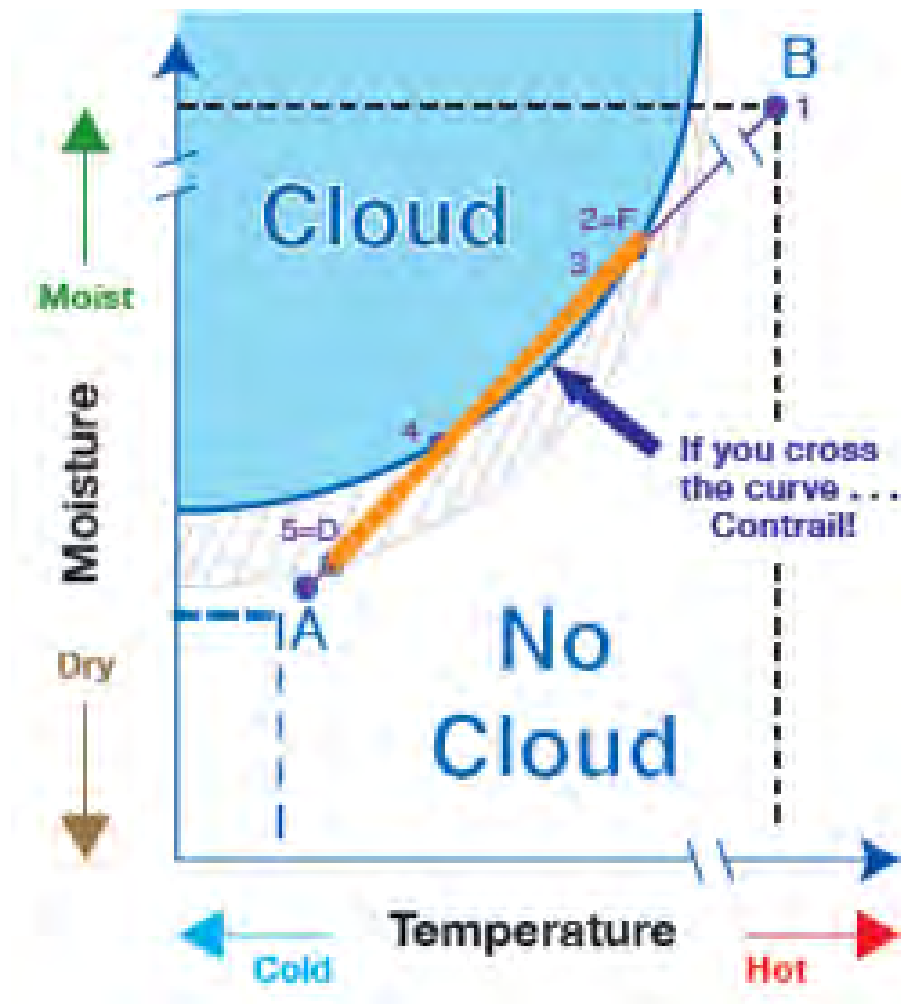



Figure 2.24: Fasi della formazione e scomparsa dei contrails, da [68].

e risulta costante (indipendente da N), quindi tale linea è una retta. Essa è indicata in fig. 2.24. Se tale retta attraversa l'area celeste, si ha formazione di goccioline, quindi di contrails. In particolare, i contrails cominciano a formarsi nel punto 2 in figura, poi nel punto 3 le goccioline al diminuire della temperatura cominciano a passare alla fase solida (con formazione quindi di cristalli di ghiaccio; si tenga conto che le temperature in gioco nell'alta atmosfera sono molto basse, vedi anche fig. 2.23), nel punto 4 le goccioline restanti evaporano, ma il ghiaccio persiste, ed infine nel punto 5 nel caso considerato i contrails scompaiono.

Consideriamo ora le differenti eventualità che possono verificarsi a seconda delle condizioni dell'aria ambiente in quota (cioè della posizione effettiva del punto A). Se questa è secca e relativamente calda, vedi fig. 2.25 in alto, il segmento BA potrà per esempio essere appena tangente all'area di condensazione delle goccioline (vedi pannello a destra), per cui ci sarà una modesta formazione di contrails, che poi scompariranno rapidamente. I contrails quindi mantengono una forma 'lineare', come indicato nel pannello a sinistra. Se l'aria ambiente è più fredda, vedi fig.2.25 al centro, il segmento BA entrerà profondamente nella regione delle goccioline e si avrà un'abbondante produzione di contrails, che si dissiperanno lentamente per via appunto della più bassa temperatura ambiente (contrails persistenti). Se poi l'aria ambiente è più umida, vedi fig. 2.25 in basso, il segmento BA potrà entrare ancora più profondamente nella regione delle goccioline e si avrà una copiosa produzione di contrails, che si dissiperanno molto lentamente trovandosi il punto A (indicativo delle condizioni ambiente) ancora nella regione di persistenza dei cristalli di ghiaccio (contrails persistenti e diffondentisi, che quindi perdono l'originale configurazione lineare). Ovviamente condizioni di atmosfera sia fredda che umida esalteranno ulteriormente il problema.

Anche il rendimento globale η_o del propulsore influenza la produzione dei contrails. Bisogna infatti considerare che il calore non utilizzato a fini propulsivi si traduce in una maggiore temperatura del getto. Per la precisione, ricordando che il rendimento globale η_o è il prodotto del rendimento termodinamico η_{th} e del rendimento propulsivo η_p, una frazione $(1-\eta_{th})$ della potenza disponibile $(P_{av} = \dot{m}_f\, Q_f)$ si trova direttamente come calore inutilizzato all'uscita del motore, mentre una frazione $(1-\eta_p)$ della potenza del getto $[P_j \simeq \dot{m}_a(u_e^2 - V_0^2)/2]$ si ritrova come energia della scia che segue l'aereo a velocità $u_e - V_0$, che viene successivamente dissipata in calore dalla viscosità dell'aria[12]. La fig. 2.26 mostra come un motore con un rendimento globale più basso (indicato col punto B') porta, per via della più alta temperatura dei gas combusti, ad una minore formazione di contrails; viceversa, un motore più efficiente (opzione alla quale ovviamente tendono i motori moderni) porta ad una maggiore formazione di contrails.

[12]Si ricordi che la potenza dissipata in tal modo è $P_d = (1-\eta_p)\, P_j \simeq \dot{m}_a\,(u_e - V_0)^2/2$. Tali espressioni valgono per motori turbogetto, o turbofan con flussi associati; per turbofan a flussi separati vanno opportunamente adattate, ma il concetto è analogo.

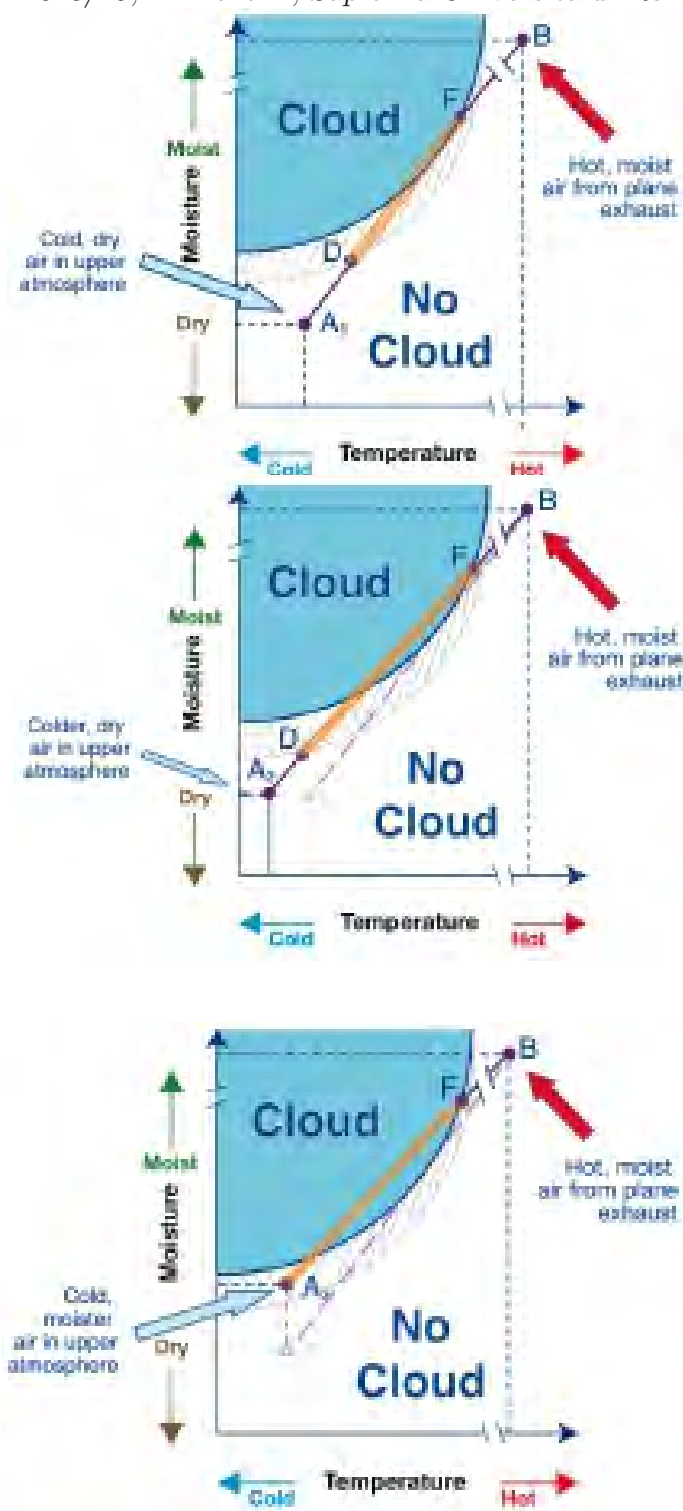
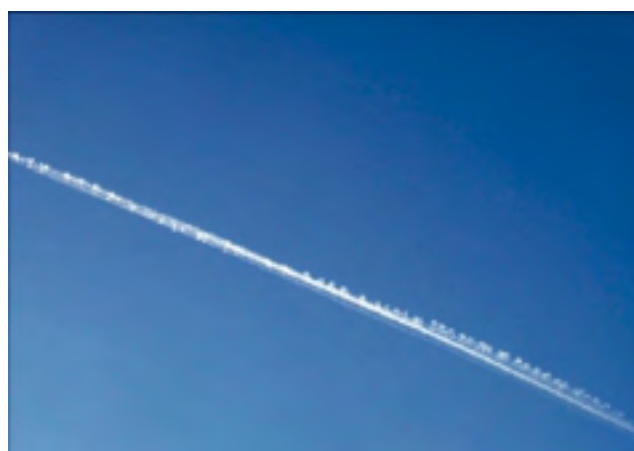



Figure 2.25: Aspetto (a sinistra) e processo di formazione e scomparsa dei contrails (a destra), per condizioni di atmosfera secca e relativamente calda (in alto), atmosfera più fredda (al centro), ed atmosfera più umida (in basso), da [68].

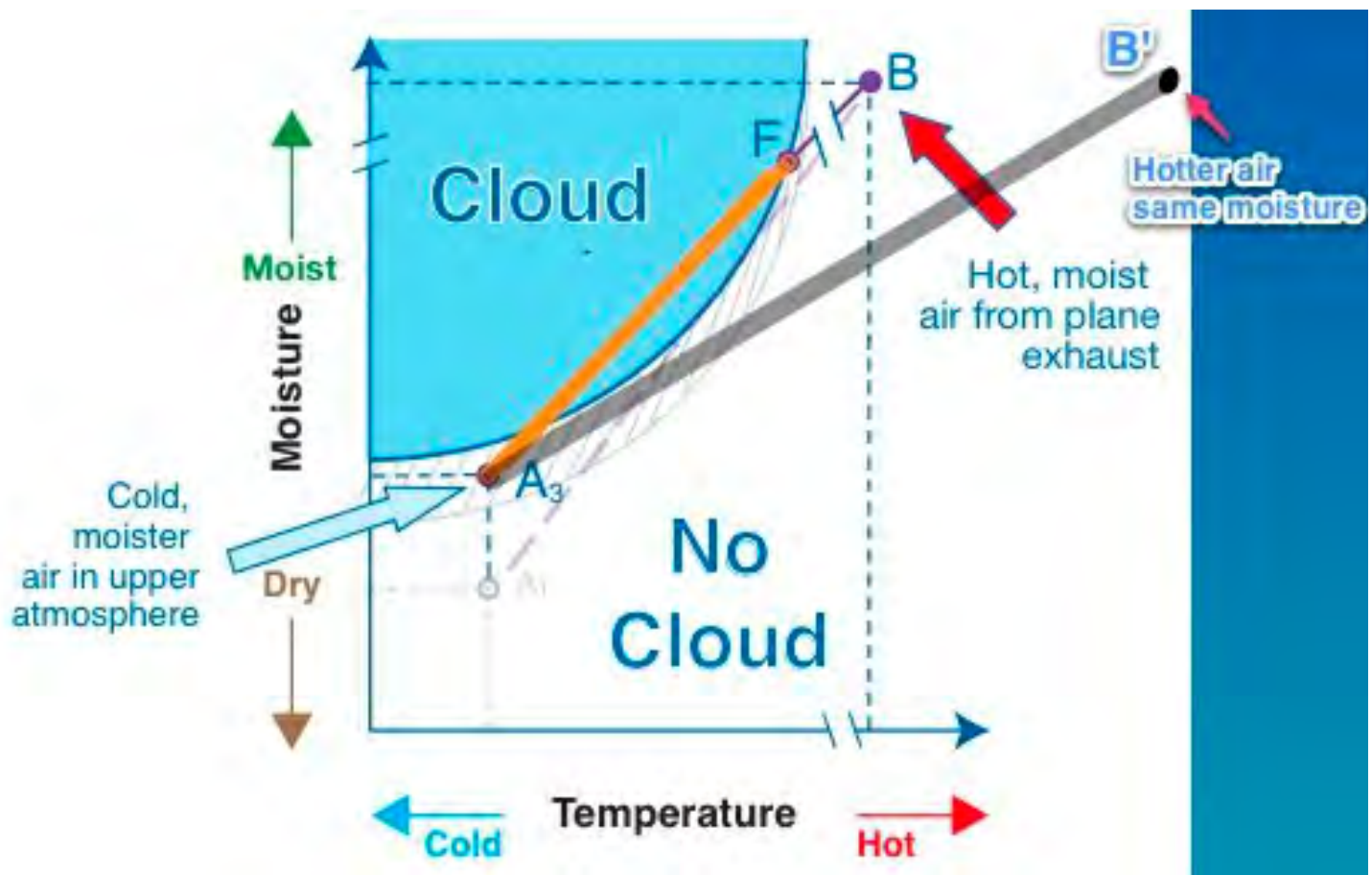



Figure 2.26: Effetto del rendimento globale sulla formazione dei contrails, da [68].

I contrails possono anche formarsi per effetti aerodinamici, per la presenza per esempio di vortici all'estremità delle ali, vedi fig. 2.27. Per effetto della forza centrifuga dovuta al moto vorticoso all'interno del vortice, la zona centrale del vortice stesso viene 'svuotata' di gas, per cui si forma una depressione locale. La pressione al centro del vortice può andare al disotto del valore della pressione di vapore saturo alla temperatura ambiente data, vedi fig. 2.28 (calcolata sotto l'ipotesi che l'aria umida subisca una depressurizzazione adiabatica, idealmente un'isentropica), in qual caso l'umidità presente nell'aria condensa in goccioline. Anche variazioni di curvatura delle superfici dell'aereo possono indurre effetti simili. Tali effetti sono comunque secondari rispetto a quelli dovuti ai gas combusti.

L'effetto delle nubi sul riscaldamento è duplice: da una parte esse riflettono di giorno la luce solare incidente, diminuendo in tal modo la frazione che arriva a terra, dall'altro esse trattengono di notte parte della radiazione infrarossa uscente, vedi fig. 2.29. Per nubi a bassa quota, il primo effetto

Figure 2.27: Contrails aerodinamici che si sprigionano dall'estremità delle ali di un aereo, da [70].

prevale sul secondo, portando quindi ad un raffreddamento. Per quanto riguarda invece i *contrails*, è stato recentemente accertato (in base agli andamenti climatici registrati negli Stati Uniti nei giorni immediatamente successivi agli attentati dell'11 settembre 2001, quando lo spazio aereo venne chiuso per vari giorni) che il bilancio risultante determina un contributo positivo alla crescita della temperatura terrestre, contribuendo quindi all'effetto serra. È stato in particolare verificato che in quei giorni l'escursione termica diurna (differenza tra temperature massima e minima giornaliere) è stata di circa 1,1 °C più ampia rispetto al normale (perché appunto l'assenza di *contrails* determinava temperature massime più alte di giorno, e minime più basse di notte). Per comprendere quale effetto quest'aumentata escursione abbia sul riscaldamento globale, occorre considerare che la potenza della radiazione emessa per unità di superficie dalla Terra (quindi uscente) è proporzionale a σT^4, dove $\sigma = 5{,}67 \cdot 10^{-8}$ W/(m^2 K^4) è la costante di Stefan–Boltzmann, e T il valore della temperatura

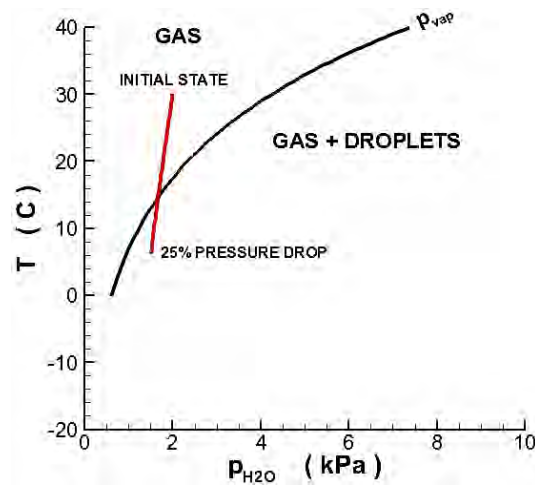



Figure 2.28: Effetto di una caduta di pressione del 25% sullo stato di aria con contenuto iniziale di umidità del 2% e temperatura 30 °C.

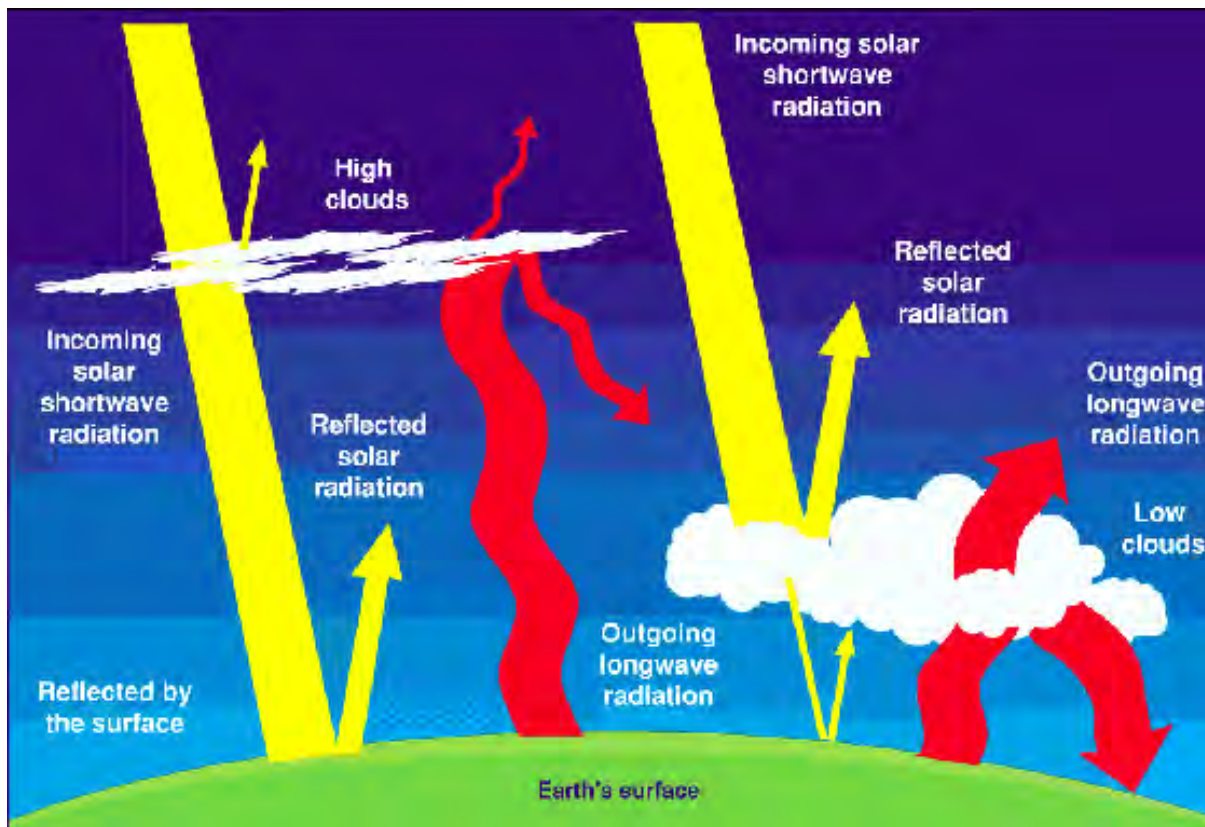



Figure 2.29: Schema dell'impatto di nubi e *contrails* sul riscaldamento globale, da [71].

(assoluta) terrestre locale. Per effetto della nonlinearità di questa relazione, vedi fig. 2.30, si ha che i picchi positivi di temperatura determinano un incremento del flusso radiativo uscente dalla Terra $\Delta(\sigma T^4)^+$ in valore assoluto maggiore della riduzione $\Delta(\sigma T^4)^-$ che si ha in corrispondenza ai picchi negativi, con la conseguenza che pertanto il flusso netto uscente dalla Terra è tanto maggiore quanto più grande è l'escursione termica diurna. La presenza dei *contrails*, riducendo l'escursione termica diurna, riduce pertanto il flusso termico uscente dalla Terra, aggravando in tal modo il riscaldamento globale.

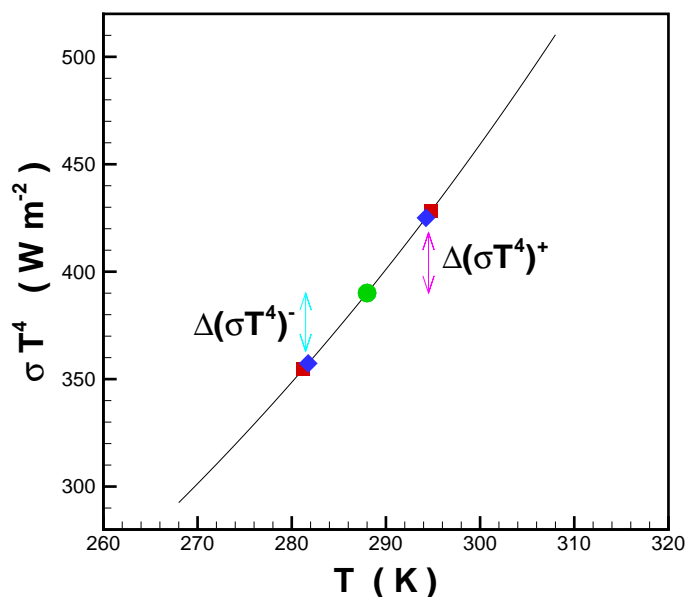



Figure 2.30: Effetto dell'escursione termica diurna sul flusso radiativo emesso dalla Terra.

È stato stimato che il contributo al riscaldamento globale dei *contrails* risulta pari a circa l'1.1% del totale, che va sommato al contributo del 2% delle emissioni di anidride carbonica dai motori degli aerei, potendo portare ad un incremento della temperatura terrestre di entità stimata tra 0,01 e 0,1 gradi Celsius per decennio (questo ampio campo di incertezza è indicativo della ancora largamente incompleta comprensione del fenomeno).

Come accennato sopra, la persistenza dei *contrails*, e quindi il loro impatto sul riscaldamento globale, dipende dall'umidità dell'aria stratosferica. I *contrails* risultano perciò più persistenti in climi umidi (quindi ad alte latitudini), di notte, e d'inverno. Questo comporta per esempio che i *contrails* siano un fenomeno molto importante nell'area di New York, Washington, Boston e Philadelphia, mentre rivestano un'importanza marginale nell'area di Los Angeles e San Diego, pure interessata da

un forte traffico aereo, ma decisamente più secca. Inoltre, è stato recentemente stimato che i voli notturni, ancorché rappresentino circa il 25% del traffico aereo (negli USA), contribuiscono per il 50 – 60% al riscaldamento globale da *contrails*, e che i voli nei mesi invernali (circa il 22% del totale) contribuiscono per circa il 50%.

Per limitare i *contrails* ed i loro effetti negativi [72], si potrebbe agire sulla quota di volo di crociera dell'aereo. Si è trovato in particolare che sarebbe necessario aumentarla alle latitudini medie (in modo da volare in aria più secca), ed invece ridurla nei pressi dei tropici (in modo da volare ove l'aria è più calda), ma ambedue queste opzioni comportano problemi. Volare a quote più alte significa volare dove la concentrazione di ozono è più alta, con conseguente maggiore effetto delle emissioni di NO_x dei motori. Volare a quote più basse comporterebbe un maggior affollamento delle aerovie a bassa quota, con conseguenti problemi di controllo del traffico. Un approccio molto meno penalizzante sarebbe quello di ridurre la quota di volo solo quando si verificano condizioni meteo favorevoli alla persistenza dei *contrails*, oppure evitare di attraversare zone dove sussistono condizioni favorevoli alla persistenza; questo presuppone però un monitoraggio in tempo reale delle condizioni meteo, ed una conseguente ridefinizione delle aerovie in funzione di esse, ponendo ancora rilevanti problemi di gestione del traffico aereo. Si potrebbero poi in teoria concentrare i voli nei periodi del giorno meno favorevoli alla formazioni di contrails (alba/tramonto), ma questo ovviamente limiterebbe in modo inaccettabile la produttività di un aereo, oltre a risultare inapplicabile per lunghi itinerari. Si è anche pensato a spezzare i cristalli di ghiaccio dei contrails mediante emissione di microonde od ultrasuoni, ma questi studi sono ancora in fase embrionale [73].

Riguardo l'effetto della quota di volo sul consumo dell'aereo, possiamo quantificare l'effetto introducendo il concetto di *Specific Air Range* o SAR, definito come distanza percorsa dall'aereo (che nell'unità di tempo coincide con la velocità di volo V_0) per unità di massa di combustibile consumato (ancora nell'unità di tempo, l'aereo consuma una massa di combustibile esprimibile come il prodotto del consumo specifico di spinta per la spinta complessiva F dei motori dell'aereo). Il SAR risulta pertanto esprimibile come

$$SAR = \frac{V_0}{TSFC \cdot F} = \frac{V_0}{TSFC} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{W} = \frac{a \cdot M_0}{TSFC} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{W} \tag{2.19}$$

avendo nel secondo passaggio espresso la spinta come uguale alla resistenza aerodinamica D, e legando questa alla portanza L (uguale al peso W dell'aereo) attraverso l'efficienza aerodinamica L/D del velivolo completo; nell'ultimo passaggio la velocità di volo è stata espressa in termini di velocità del suono e numero di Mach di volo. Una volta specificato il particolare aereo considerato, il SAR dipenderà dalla velocità V_0 (o dal numero di Mach M_0) di volo e dalla quota z. Queste due grandezze

infatti influenzano il $TSFC$ (per effetto delle prestazioni della presa dinamica al variare di V_0 o M_0, e della temperatura dell'aria al variare della quota). Inoltre, la resistenza D consta di tre componenti: viscosa, indotta (per effetto dei vortici all'estremità dell'ala[13]), e d'onda (in regime transonico, se sulla faccia superiore dell'ala si raggiungono condizioni locali di flusso sonico[14]). Possiamo esprimere il coefficiente di resistenza risultante come

$$C_D \;=\; C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi\, AR\, e} + 20\,(M_0 - M_c)^4\, H(M_0 - M_c) \tag{2.20}$$

dove i tre termini al secondo membro sono relativi alle tre componenti sopra citate, nell'ordine. AR è l'allungamento dell'ala (definito come rapporto tra il quadrato dell'apertura alare e la superficie alare), e l'efficienza di Oswald, M_c il numero di Mach di volo critico (al quale cioè si cominciano a raggiungere valori locali del Mach intorno all'ala pari ad uno – per gli aerei commerciali il numero di Mach di volo di crociera è appena superiore al valore critico); H indica la funzione a gradino di Heaviside (nulla per argomenti negativi, unitaria per argomenti positivi). Possiamo porre per concisione

$$K \;=\; \frac{1}{\pi\, AR\, e} \tag{2.21}$$

La portanza, detta S_{wing} la superficie alare, è esprimibile come

$$L \;=\; W \;=\; C_L \frac{\rho V_0^2}{2} \cdot S_{wing} \tag{2.22}$$

e un'espressione analoga (con C_D al posto di C_L) vale per la resistenza D. L'efficienza aerodinamica che compare nella (2.19) risulta pertanto esprimibile come

[13]Per effetto della forma dell'ala e della sua incidenza, sulla faccia inferiore dell'ala si genera una sovrapressione, sulla faccia superiore una depressione: tale differenza di pressione tra le due facce genera la portanza. Tuttavia, la sovrapressione sulla faccia inferiore spinge anche l'aria a scorrere verso l'estremità dell'ala, mentre sulla faccia superiore, per effetto della depressione, l'aria si muove in senso inverso, con il risultato che all'estremità dell'ala si formano vortici.

[14]La depressione sulla faccia superiore dell'ala è associata, per l'equazione della quantità di moto, ad un aumento della velocità del flusso.

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{1}{\dfrac{C_{D0}}{C_L} + K C_L + \dfrac{20\,(M_0 - M_c)^4\; H(M_0 - M_c)}{C_L}} \tag{2.23}$$

e ancora, esprimendo C_L per mezzo della (2.22)

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\dfrac{C_{D0} + 20\,(V_0/a_0 - M_c)^4\, H(M_0 - M_c)}{W}\,\dfrac{\rho V_0^2}{2} \cdot S_{wing} + \dfrac{2\,K\,W}{\rho V_0^2\, S_{wing}}} \tag{2.24}$$

A velocità V_0 fissata, il primo termine a denominatore del secondo membro decresce con la quota (per effetto di ρ), mentre il secondo aumenta. Ne segue che esisterà una quota di volo ottimale z_{opt} per il massimo SAR. Poiché poi $TSFC$ come detto dipende anche da M_0 (oppure V_0), il SAR risulta esprimibile nella forma funzionale

$$SAR = SAR(z,\, M_0) \tag{2.25}$$

La forma di tale relazione è riportata indicativamente (per un caso particolare) in fig. 2.31, la quale evidenzia che esiste una coppia (numero di Mach di volo – quota) ottimale dal punto di vista del consumo. Alterare quindi la quota di volo per ridurre la formazione di contrails ha un effetto significativo sull'economia del volo. Comunque, riguardo la definizione della quota di volo di crociera ottimale di un aereo, bisogna poi osservare che volare ad una quota più alta vuol dire sottoporre la fusoliera ad una maggiore differenza di pressione tra interno ed esterno, per cui può rendersi necessario l'impiego di pannelli della fusoliera più spessi, ossia strutture più pesanti, per resistere a queste maggiori sollecitazioni. È anche richiesta una superficie alare (e degli impennaggi) più ampia, per via della minore densità dell'aria, ed una maggiore sezione frontale di ingresso dei motori, quindi ancora maggior peso. Occorre quindi trovare un compromesso.

Le compagnie aeree tendono tuttavia a volare ad una velocità lievemente superiore a quella che dà il massimo SAR, per aumentare a produttività dell'aereo (numero di voli effettuabili al giorno), anche a prezzo di una lieve riduzione del SAR.

Occorre però anche tener conto dell'influenza del *jet stream* sulla quota di volo. Consideriamo ad esempio la tratta Londra – NewYork; la rotta più breve è l'arco di cerchio massimo indicato in fig.2.32.

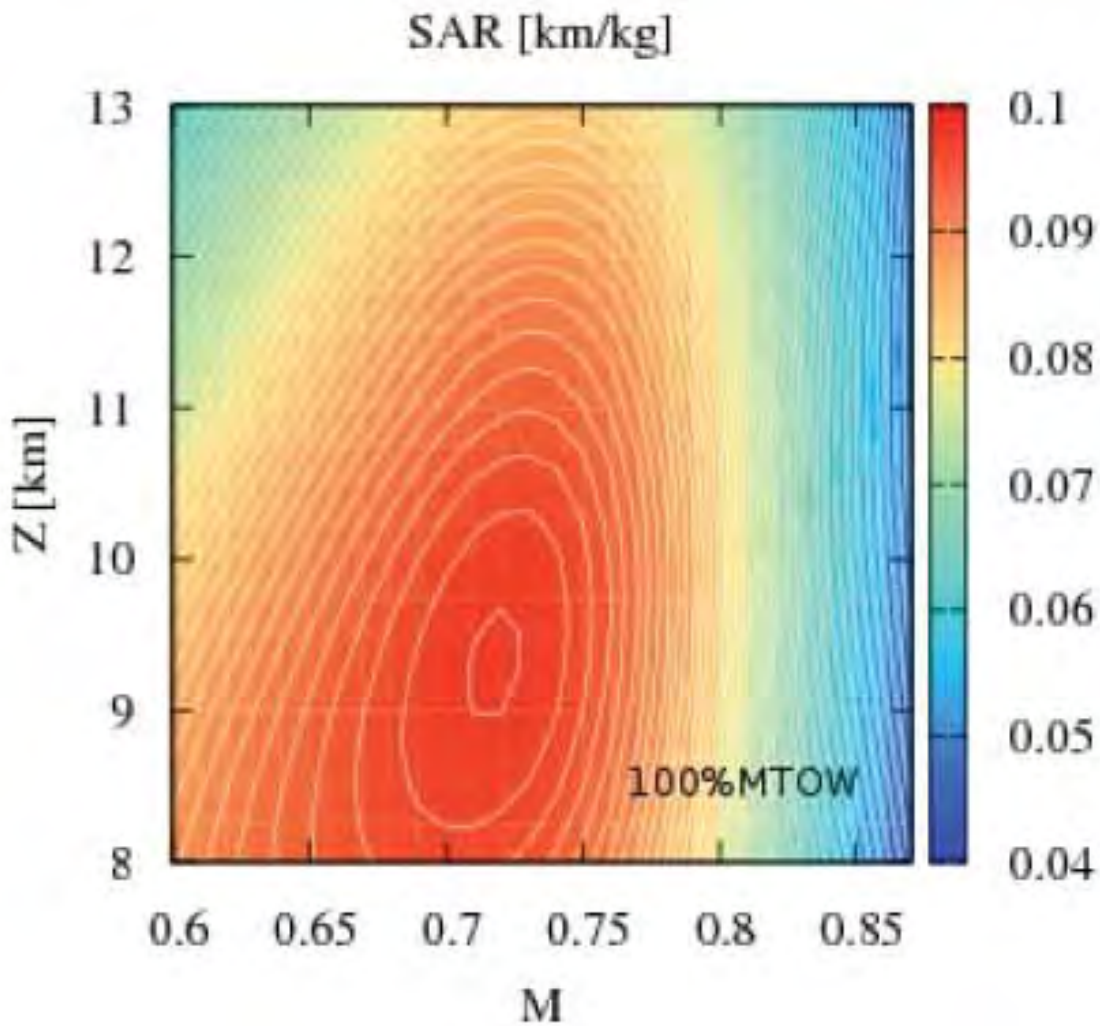



Figure 2.31: Esempio di effetto del numero di Mach di volo e della quota sul SAR, da [74].

La possibilità di trarre vantaggio dal *jet stream* consiglia tuttavia di adottare rotte più meridionali sulla tratta verso est (New York – Londra), vedi fig. 2.33 a sinistra, mentre sulla tratta verso ovest (Londra – New York) conviene adottare rotte più settentrionali per evitare di dover viaggiare contro il *jet stream*, vedi fig. 2.33 a destra. Questo tra l'altro comporta che il viaggio verso est dura circa un'ora di meno di quello nella direzione opposta.

La possibilità di sfruttare il *jet stream*, o al contrario di evitarlo, comporta anche un vincolo sulla quota di volo, essendo le quote tipiche del *jet stream* nei pressi dei poli intorno ai 7000 – 12000 m, e quelle del *jet stream* subtropicale intorno ai 10000 – 16000 m.

Figure 2.32: Rotta sull'arco di cerchio massimo tra Londra e New York.

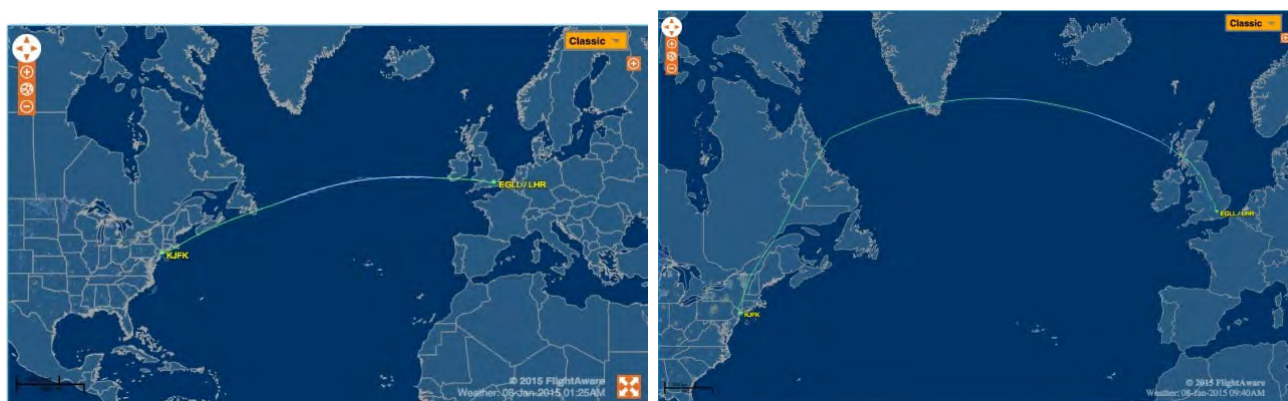



Figure 2.33: Rotte verso est (a sinistra) e verso ovest (a destra).

2.3.4 Black carbon

Indichiamo qui come *black carbon* (traducibile come nerofumo o fuliggine) quelle particelle di carbonio, come il *soot*, prodotte nella combustione di combustibili fossili e biomasse. Le fonti principali sono la combustione all'aperto di biomasse (per esempio i residui agricoli, le stoppie), i motori diesel, ed il riscaldamento degli edifici attraverso combustibili solidi come carbone, legna, letame e residui

agricoli [75], vedi fig. 2.34; l'aviazione gioca quindi un ruolo minore in questo caso. Il *black carbon* potrebbe essere la seconda causa di riscaldamento globale, dopo l'anidride carbonica, con un contributo stimato al 18% del totale [76].

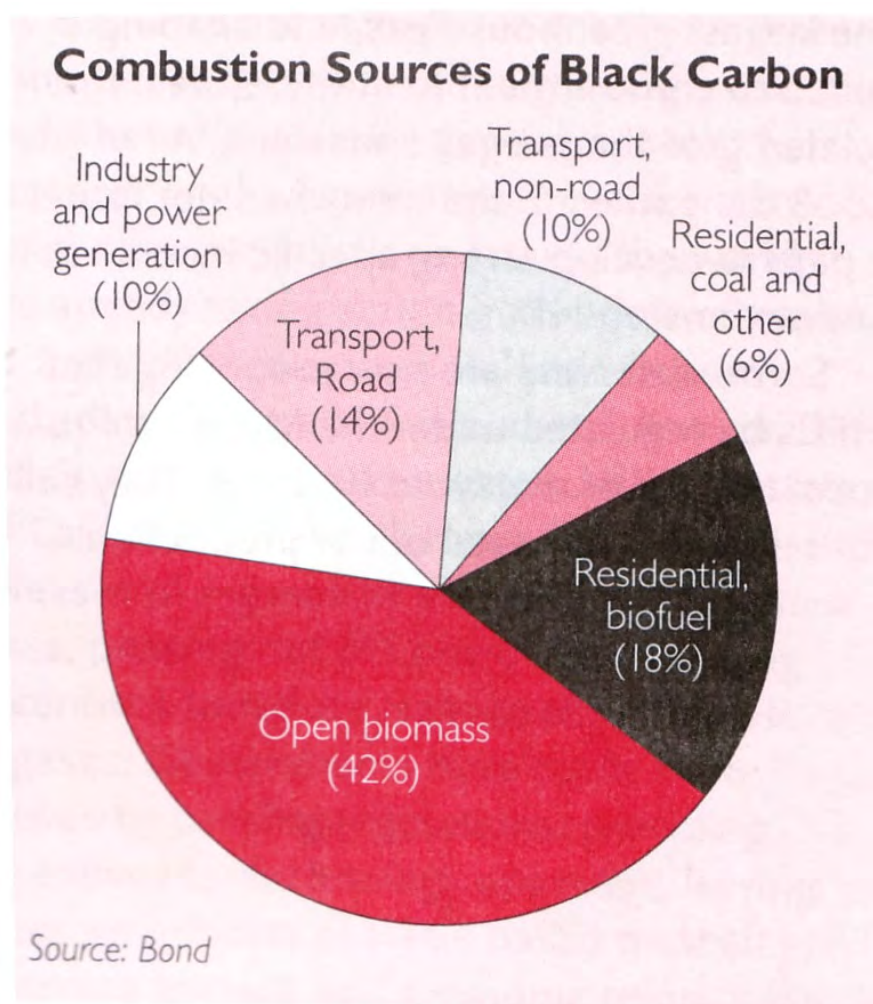



Figure 2.34: Fonti di *black carbon* dovute alla combustione, da [75].

Le particelle nere di *black carbon* assorbono fortemente la luce solare e cedono il calore in tal modo acquisito all'atmosfera, riscaldandola. Inoltre, depositandosi sulle calotte polari, sui ghiacciai e sulla neve, ne riducono l'albedo e quindi causano ancora un aumento della frazione di energia solare assorbita dalla Terra; favoriscono inoltre lo scioglimento dei ghiacciai, con conseguente effetto sui fiumi da questi alimentati. Le emissioni di navi azionate da motori diesel che solcano i mari vicino ai poli possono in questo contesto risultare particolarmente nocive.

È interessante notare che la vita media del *black carbon* a bassa quota è dell'ordine dei giorni, o di poche settimane al più, quindi una riduzione della sua concentrazione in atmosfera avrebbe un effetto quasi immediato sul riscaldamento globale (a differenza di quanto avverrebbe per la CO_2, che ha una vita media di 120 anni).

Per limitare le emissioni di *black carbon*, si può pensare di applicare filtri agli scarichi dei motori diesel (DPF, *Diesel Particulate Filters*), che possono eliminare il 90% delle emissioni di particolato, ma richiedono l'uso di combustibile diesel a tenore di zolfo ultra–basso (ULSD, *Ultra–Low Sulfur Diesel*), disponibile in Europa, negli Stati Uniti e in Giappone, ma non in altre regioni. Nuovi filtri riescono comunque a catturare il 40 – 70% delle emissioni anche da motori diesel che utilizzano combustibile diesel di qualità inferiore. Sarebbe poi molto utile regolamentare la combustione dei residui agricoli, e delle cucine che li utilizzano.

2.3.5 Contromisure

Sono ipotizzabili diverse strategie per limitare il riscaldamento globale.

La prima consiste ovviamente nel cercare di limitare i consumi di combustibili fossili, che nel caso degli aerei significa agire sul consumo specifico, sull'aerodinamica, sulle strutture e sui materiali, nonché sulle rotte, come citato nei par. 1.4 e 1.5.

Una seconda strategia sostiene la sostituzione dei combustibili fossili con biocombustibili, ottenuti processando opportunamente prodotti agricoli. In tal modo il carbonio degli idrocarburi generati sarebbe ottenuto a spese dell'anidride carbonica atmosferica tramite il processo di fotosintesi; nel successivo processo di combustione, tale anidride carbonica verrebbe resituita all'atmosfera, senza quindi immissione netta di CO_2 nell'atmosfera. Questa strategia pone tuttavia diversi problemi. Una certa quantità di combustibile potrebbe essere ottenuta processando scarti agricoli, senza richiedere perciò coltivazioni dedicate. Volendo tuttavia incidere significativamente sul riscaldamento globale, sarebbe inevitabile ricorrere a coltivazioni dedicate (p. es. di canna da zucchero, colza, jathropa – peraltro velenosa, etc.) che sottrarrebbero evidentemente terreno coltivabile (ed acqua dolce) a colture a fini alimentari. Attualmente circa l'1% della terra arabile è destinata a coltivazioni per biocombustibili, producendo però solo l'1% dei combustibili utilizzati a livello globale. Ancora, si pensi per esempio che se anche tutta la produzione di mais degli Stati Uniti fosse convertita in biocombustibile, esso coprirebbe solo il 15% del fabbisogno relativo ai soli veicoli leggeri (autovetture) [77]. Recentemente è stata proposta la produzione di biocombustibili a partire dalle alghe marine, che potrebbe superare i maggiori punti negativi sopra citati. In ogni caso, l'aumentata produzione di protossido d'azoto (potente gas di serra) dovuta alle colture indicate sopra potrebbe più che compensare, ai fini del riscaldamento globale, l'effetto della riduzione della quantità di anidride

carbonica immessa nell'atmosfera [78].

Si potrebbero poi ridurre le emissioni di CO_2 nell'atmosfera adottando combustibili con minor contenuto di carbonio, ossia con rapporto H/C tra numero di atomi di idrogeno e di carbonio più alto (per esempio il metano, che tuttavia alla temperature ambiente è gassoso; può essere liquefatto a basse temperature, -161,5 °C a pressione atmosferica, ma la sua densità, 425 kg/m^3, risulterebbe solo la metà circa di quella del cherosene, richiedendo quindi serbatoi più voluminosi e perciò più pesanti), oppure annullarle del tutto utilizzando l'idrogeno, vedi par. 8.3.2. L'idrogeno tuttavia andrebbe ricavato mediante processi che comportano un dispendio di energia (per esempio l'elettrolisi dell'acqua), la cui produzione, oltre a comportare costi, potrebbe riproporre il problema delle emissioni di CO_2 (a meno di non ricorrere a fonti rinnovabili, come energia eolica o fotovoltaica). Inoltre, l'idrogeno andrebbe liquefatto a temperature dell'ordine di -253 °C (a pressione atmosferica); in tale forma esso tende ad evaporare lentamente, con una perdita (*boil–off*) di circa l'1% al giorno, ed in ogni caso la densità dell'idrogeno liquido è estremamente bassa, 71 kg/m^3, per cui richiede serbatoi molto voluminosi e pesanti.

Per impianti di terra, si pensa a tecniche di cattura ed immagazzinamento dell'anidride carbonica (*Carbon Capture and Storage*, o *Carbon Sequestration*), che consistono nel discogliere la CO_2 in corpi d'acqua sotterranei (p. es. acque salmastre, giacimenti di petrolio esauriti, o anche nelle profondità oceaniche). Questo comporta il dispendio di una certa potenza per il pompaggio. Per esempio, volendo pompare la CO_2 negli oceani ad una profondità oltre i 3 000 m (al disotto della quale l'anidride carbonica risulta, per effetto della pressione, più densa dell'acqua, per cui non c'è il rischio che essa ritorni rapidamente in superficie, ma si scioglierà lentamente nell'acqua in profondità), occorrerà fornire una differenza di pressione Δp superiore ai 30 MPa, più le inevitabili perdite di pressione lungo le tubazioni. La potenza di pompaggio risulta

$$P = \frac{\dot{V}\,\Delta p}{\eta} \tag{2.26}$$

essendo η il rendimento delle pompe, e $\dot{V}$ la portata volumetrica dei prodotti di combustione. Per limitare la potenza, conviene ridurre la portata volumetrica separando l'anidride carbonica dal resto dei prodotti di combustione. Questo obiettivo può essere conseguito per esempio disciogliendo la CO_2 in un opportuno solvente (etanolamina, peraltro tossica ed infiammabile), che poi viene rigenerato separandone l'anidride carbonica in profondità. Un'altra opzione tecnicamente possibile è quella di far avvenire la combustione anziché in aria, in ossigeno puro, in modo tale che bruciando carbone si otterrebbe sostanzialmente solo CO_2, senza necessità di separazione; il costo della separazione

dell'ossigeno dall'aria è comunque notevole. Il grosso problema di queste tecniche è che la potenza richiesta per il pompaggio ridurrebbe quella effettivamente utilizzabile, per cui si avrebbe un aumento dal 10 al 40% dei consumi di combustibile a parità di potenza netta, con conseguenti costi aggiuntivi, ed aumento delle emissioni di inquinanti.

Sempre per impianti di terra, riveste ovviamente notevole interesse lo sfruttamento di fonti di energia eoliche e fotovoltaiche, per quanto le seconde risultino alquanto meno convenienti.

Un'ulteriore prospettiva, per il momento molto remota, è quella di ricorrere alla cosidetta geoingegneria, ossia alterare intenzionalmente alcuni elementi che contribuiscono a determinare il clima terrestre al fine di contrastare il riscaldamento globale. Diverse opzioni sono state ipotizzate a tal fine:

1. aumento del potere riflettente (albedo) della Terra, per diminuire la quantità di energia solare assorbita dalla Terra, utilizzando per esempio per i tetti degli edifici tegole bianche o riflettenti (questo però genera un sollievo molto limitato), o distendendo fogli riflettivi su estese superfici (desertiche), o ancora disponendo negli oceani grandi dischi di plastica bianca, riflettente, vedi fig. 2.35 in basso a destra;

2. creazione nella stratosfera di un aerosol di solfati, in grado di diffondere la luce solare e quindi ridurre la frazione di essa che raggiunge la superficie terrestre. La necessità di creare l'aerosol nella stratosfera deriva dal fatto che la vita media dei solfati a bassa quota è di pochi mesi o addirittura poche settimane, mentre nella stratosfera risulta di diversi anni, riducendo in tal modo la quantità di aerosol necessaria. La scelta di ricorrere ai solfati come aerosol è dovuta al fatto che essi permettono di ridurre la massa da portare dalla superficie terrestre fin nella stratosfera. Infatti è possibile iniettare nella stratosfera acido solfidrico H_2S, che successivamente si ossida generando SO_2 e quindi SO_3, il quale ultimo a contatto con l'umidità atmosferica genera acido solforico H_2SO_4, che alle temperature che regnano nella stratosfera risulta essere in fase solida, per cui dà effettivamente luogo ad un aerosol. In questo modo, da una mole di acido solfidrico (di massa molare 34) si genera una mole di acido solforico (di massa molare 98); quindi basta portare dalla superficie terrestre solo 34/98 della massa finale dell'aerosol, cioè circa il 35% (se invece si volesse ad esempio creare un aerosol iniettando direttamente nella stratosfera goccioline o particelle, occorrerebbe portare l'intera massa di aerosol). Le quantità di solfati da creare nella stratosfera per contenere l'effetto serra, pur notevoli (dell'ordine delle Mt/anno), sarebbero comunque comparabili con quelle dovute ad eruzioni vulcaniche (l'eruzione del vulcano Pinatubo nel 1991 iniettò nell'atmosfera 10 – 20 Mt di solfati); anche l'incremento delle piogge acide sarebbe limitato, pur con qualche effetto sull'acidificazione degli oceani. Per iniettare l'acido solfidrico nella stratosfera si potrebbe

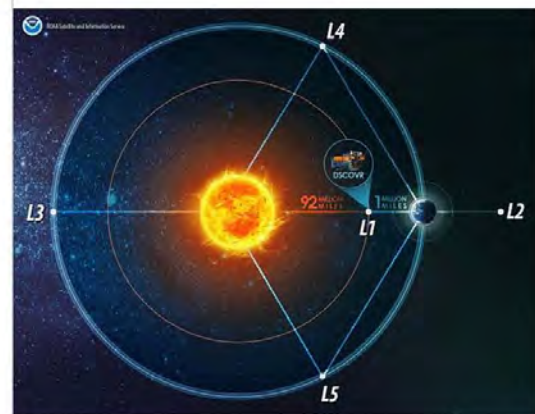
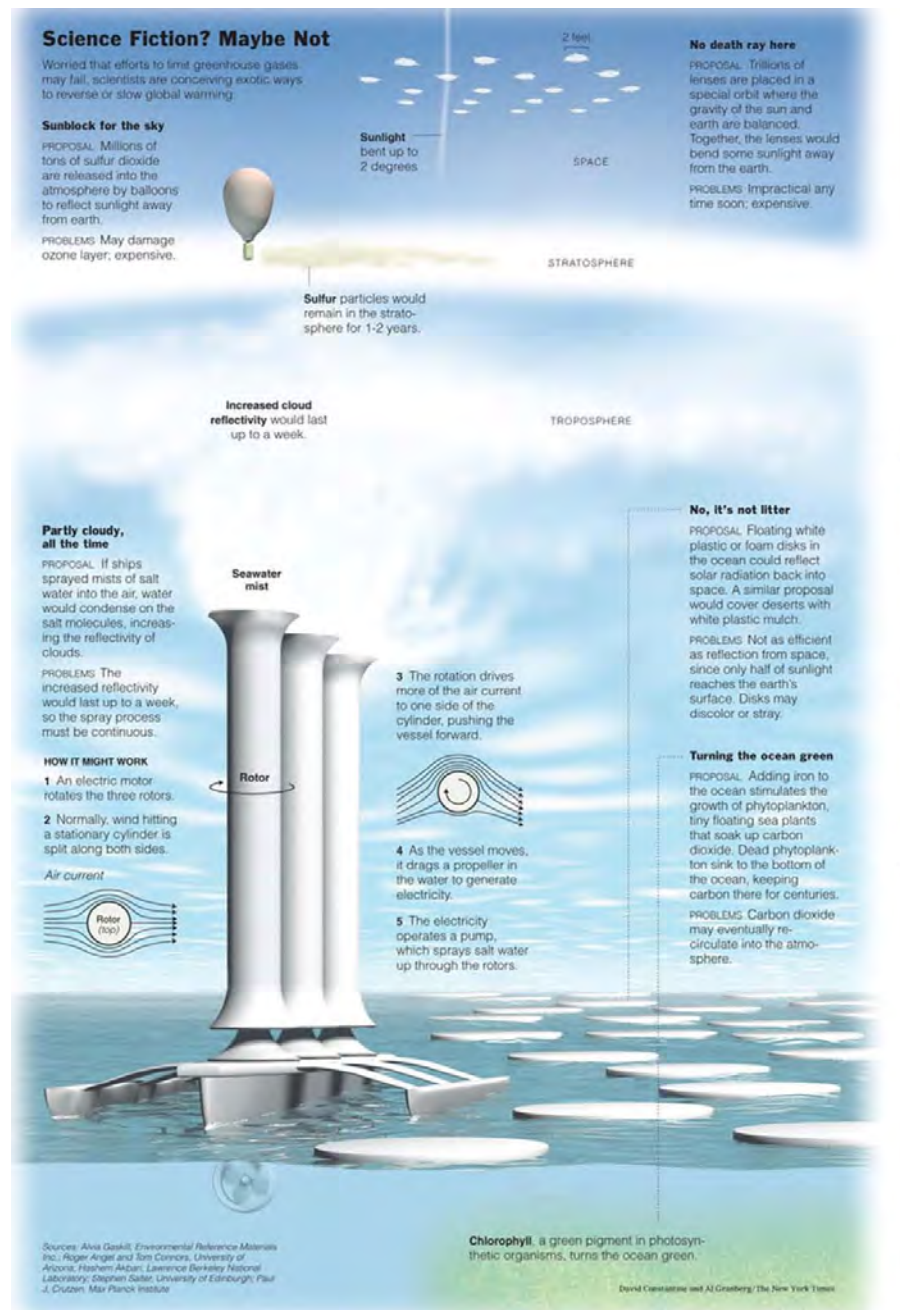



Figure 2.35: (a sinistra) Possibili interventi di *geoengineering*, (a destra) posizione dei punti di Lagrange, da [79, 80].

ricorrere ad aerei (ma il volo di tali aerei nella stratosfera attaccherebbe lo strato d'ozono), oppure a proiettili d'artiglieria (ma le cariche necessarie sono a loro volta inquinanti), od ancora a palloni (ma vista la grande massa da portare nella stratosfera, si creerebbe un problema di

affollamento di palloni abbandonati, a meno di non pensare a palloni frenati, che però non sono mai arrivati fino alle quote in questione). I costi sono stimati tra i 25 ed i 50 G$ per anno. I rischi concernono il probabile ulteriore impoverimento dello strato d'ozono stratosferico, e l'alterazione di piogge e venti;

3. aumento del potere riflettente della Terra grazie alla creazione di nubi sugli oceani, ottenuta creando uno *spray* di acqua marina mediante apposite navi, vedi fig. 2.35 in basso a sinistra. Occorre notare che nell'aria sopra gli oceani, a differenza di quanto avviene sopra la terraferma, scarseggiano i nuclei di condensazione (quindi si formano poche nubi), per cui l'introduzione di questo *spray* favorirebbe la condensazione dell'umidità atmosferica, e comunque modificherebbe le dimensioni delle goccioline che formano le nubi, aumentandone in tal modo il potere riflettente, e limitando quindi ancora la frazione di energia solare che arriva sulla Terra. Questa è comunque una delle opzioni a costo più contenuto, stimato in circa 0,1 G€ l'anno;

4. fertilizzazione degli oceani con ferro, in modo da stimolare la crescita del fitoplancton, e con esso i processi di fotosintesi che assorbono anidride carbonica dall'atmosfera. In ampie regioni dell'oceano, a grande distanze dalle coste, esiste un'abbondanza di sostanze nutritive, ma la crescita del fitoplancton è ostacolata da una carenza di ferro. La stategia delineata consentirebbe quindi di estrarre grossi quantitativi di anidride carbonica dall'atmosfera, ma esiste pur sempre il rischio che una morìa del fitoplancton porti al suo successivo rilascio, annullando in tal modo l'effetto cercato. Inoltre, la fertilizzazione potrebbe portare ad un'esplosione di alghe tossiche, le quali potrebbero distruggere la catena alimentare marina per anossia;

5. formazione di *biochar* (il termine *char* indica il residuo di combustione di carbone o legna). I residui delle coltivazioni agricole e gli scarti vegetali normalmente vengono lasciati decomporre, oppure vengono bruciati, in tal modo restituendo il carbonio in essi contenuto all'atmosfera. Se invece tali materiali sono sottoposti ad un processo di calcinazione, da essi si può ricavare in parte un gas combustibile (contenente CO, H_2 e N_2), da utilizzare almeno in parte per il processo di calcinazione stesso, mentre la parte restante viene convertita in un residuo solido detto appunto *biochar*, che potrebbe essere depositato sui terreni agricoli (svolgendo anche una funzione di controllo dell'umidità dei suoli, arricchendoli, e contenendo inoltre drasticamente le emissioni di altri gas di serra come il metano ed il protossido di azoto), senza tornare quindi nell'atmosfera, abbassando in tal modo la concentrazione di anidride carbonica;

6. utilizzo di schermi spaziali, vedi ad es. [81], immettendo in un'orbita particolare tra la Terra ed il Sole (punto di Lagrange L1, a distanza di circa di 1.5 milioni di km dalla Terra, verso il Sole) migliaia di miliardi di satelliti costituiti da schermi che filtrerebbero una parte della radiazione solare, riducendo del 2% l'energia solare ricevuta dalla Terra, contrastando in tal

modo il riscaldamento globale. Ovviamente tutto questo avrebbe costi 'astronomici', valutati (forse anche con un certo ottimismo) intorno ai 5000 G$, ed implicazioni tutt'altro che scontate (potenziale alterazione del tempo atmosferico e siccità). Ancora, si potrebbero disporre in prossimità del punto L1 un gran numero di lenti intese a deviare parte della luce solare che andrebbe altrimenti a incidere sulla Terra, vedi fig. 2.35 in alto a destra.

Si noti che gli approcci 1, 2, 3, 6 non risolvono comunque il problema dell'acidificazione degli oceani.

A parte i rischi dei vari approcci, qui solo in parte riportati, occorre notare che molti ritengono che la sola idea che possa esistere una contromisura contro l'effetto serra potrebbe minare l'impegno a limitare le emissioni di gas di serra, con potenziali effetti deleteri, vedi [82]. D'altronde, molti di questi approcci sono sponsorizzati dalla stessa industria dei combustibili fossili, al fine di proteggere i propri enormi interessi (stimati in circa 55 T$ di infrastruttore e 20 – 28 T$ di riserve di combustibile accertate). Inoltre, sussiste il rischio che questi sistemi di alterazione del clima possano essere usati come armi, e comunque essi non affrontano le cause di fondo del cambiamento climatico (consumi in crescita, deforestazione, agricoltura e uso della terra insostenibili).

2.3.6 Altri problemi associati al riscaldamento globale

Il contenimento del riscaldamento globale presenta interconnessioni con altri problemi che minacciano il nostro pianeta, problemi ai quali dedichiamo pertanto qualche breve cenno.

Crescita della popolazione

La crescita della popolazione mondiale comporta inevitabilmente una maggiore richiesta di risorse alimentari, energetiche, idriche, che di conseguenza induce un maggiore rilascio di agenti climalteranti (gas di serra, contrails, *black carbon*). Occorre pertanto cercare di contenere il tasso di crescita della popolazione mondiale, il quale è dato dalla legge di Lotka [53]

$$r = \frac{\log R_0}{T} \tag{2.27}$$

dove R_0 qui indica il numero medio di *figlie* per donna[15] al netto della mortalità, e T l'intervallo medio in anni tra generazioni. Ne consegue che il tasso di crescita è molto sensibile a T, ma meno ad R_0.

[15]Poco meno del 50% del TFR citato sotto, per la precisione attualmente (2014) il 48.3% [83].

Quindi, il modo migliore di contenere la crescita della popolazione è di cercare di allungare l'intervallo tra generazioni assicurando che le ragazze (specie nei paesi in via di sviluppo) frequentino le scuole, in particolare la scuola secondaria, perché questo porta in genere ad avere figli in età più avanzata (aumentando in tal modo T), nonché un numero complessivo di figli (e quindi in particolare di figlie, per quanto concerne il problema in esame) minore. La fig. 2.36 conferma quest'ultima circostanza, mostrando che nei paesi nei quali un'alta percentuale di ragazze frequenta la scuola secondaria, il *Total Fertility Rate* (numero medio di figli – maschi e femmine – per donna) si riduce grandemente.

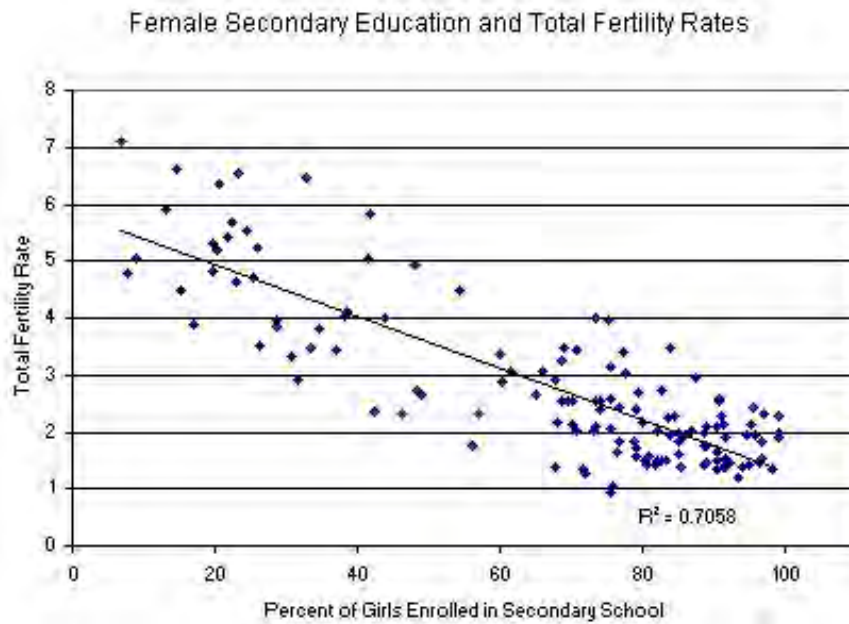



Figure 2.36: *Total fertility rate* in funzione della percentuale di ragazze iscritte alla scuola secondaria, da [84].

La fig. 2.37 (per quanto relativa ai soli Stati Uniti) mostra poi come all'aumentare del grado di istruzione aumenta l'età alla quale la donna dà alla luce i figli, ossia aumenta l'intervallo fra generazioni T.

Uso della terra

L'aumento della popolazione globale impone ovviamente un forte stress sull'uso della terra, al fine di provvedere le risorse alimentari necessarie. Occorre tener presente che si stima che attualmente dai 2/3 ai 3/4 di tutta la terra a destinazione agricola nel mondo sia usata per provvedere cibo ad animali da allevamento. Per assicurare un'alimentazione adeguata ad una popolazione crescente sarà quindi opportuno limitare il consumo di carne, per il quale peraltro indicazioni mediche consigliano

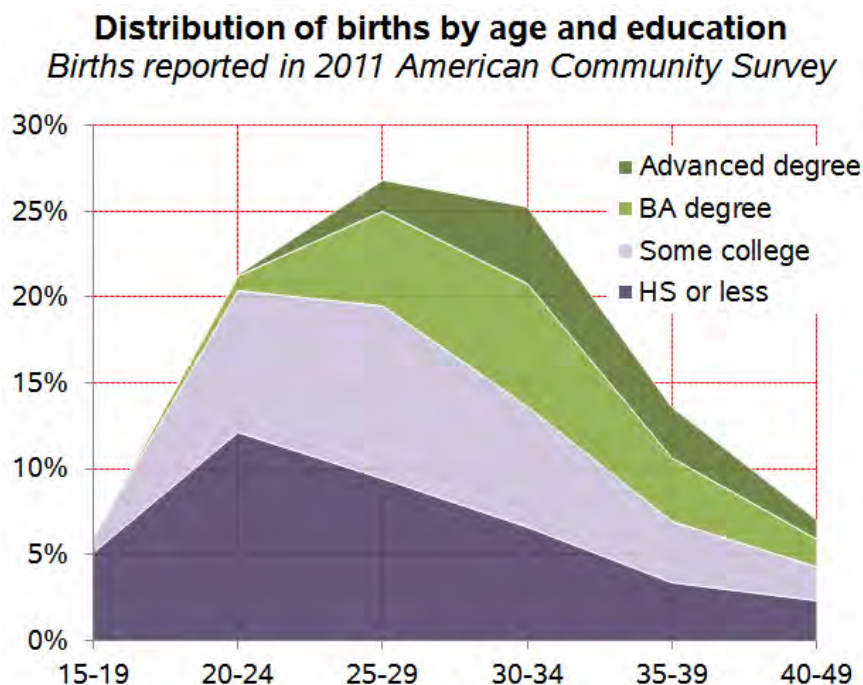



Figure 2.37: Distribuzione delle nascite per età e grado di istruzione (negli USA), da [85].

di non superare i 70 g/d (circa 25 kg/a) [86]. Razioni più alte favoriscono il cancro colonrettale, e si ritiene che, ad esempio, nel solo Regno Unito il consumo eccessivo di carne sia responsabile di 18 000 morti premature l'anno. La fig. 2.38 mostra come invece in moltissimi paesi questo limite sia largamente superato[16]. La fig. 2.39 mostra poi come nella conversione di prodotti agricoli in carne una gran parte delle calorie originariamente contenute venga persa, e la fig. 2.40 come, nonostante la grande estensione di terra dedicate all'allevamento, i prodotti animali forniscano un contributo relativamente piccolo come fonte di proteine. Inoltre, i ruminanti emettono gas di serra; una mucca emette in un anno un quantitativo di gas di serra (metano in particolare, caratterizzato da un elevato GWP, vedi tab.2.6) il cui effetto è equivalente alla combustione di 1 000 litri di petrolio, ed a livello globale (la Terra sostiene in particolare 1.5 miliardi di mucche e tori) l'allevamento è responsabile per una quota compresa tra il 14.5% ed il 18% delle emissioni antropogeniche di gas di serra [88].

Disponibilità di acqua dolce

L'incremento della popolazione mondiale porterà ad un incremento della domanda di acqua dolce, anche per l'incremento della superficie agricola irrigata, vedi successiva fig. 2.42. La fig. 2.41 riporta

[16] A proposito, Susan George [87] osserva che 'Misure per il controllo della popolazione dovrebbero senz'altro essere introdotte – nei paesi ricchi che consumano così tanta parte delle provviste di cibo del mondo sotto forma di carne'.

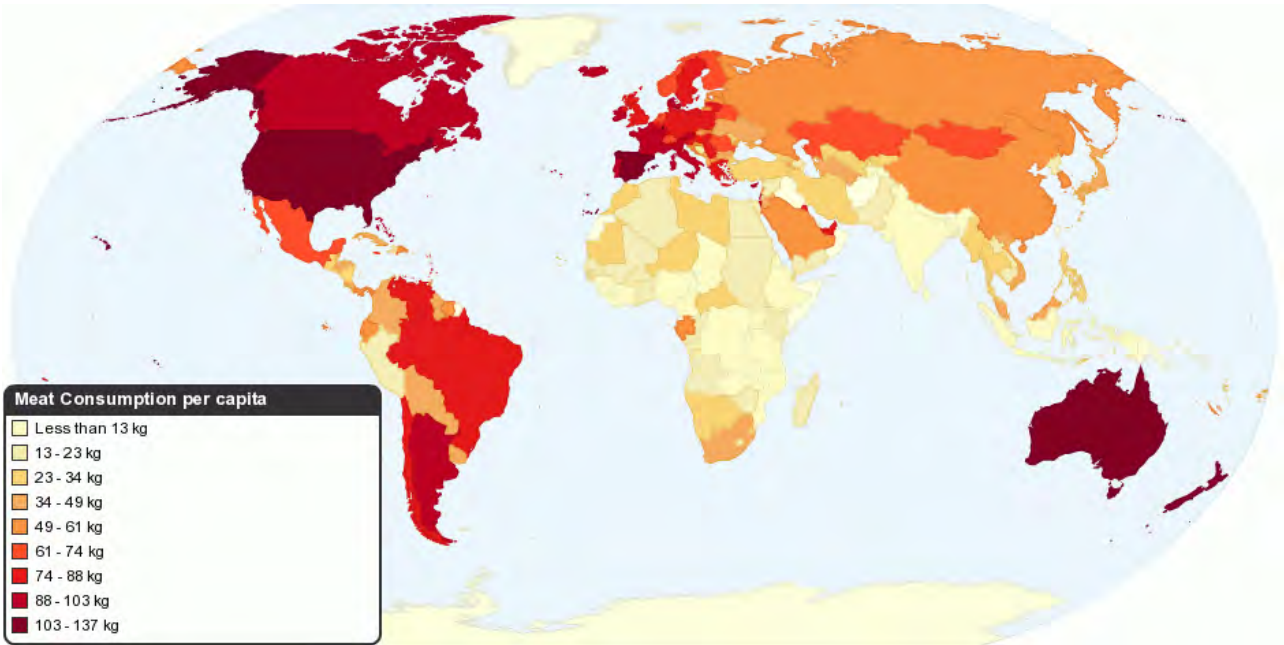



Figure 2.38: Consumo annuale di carne *pro capite*, da [89].

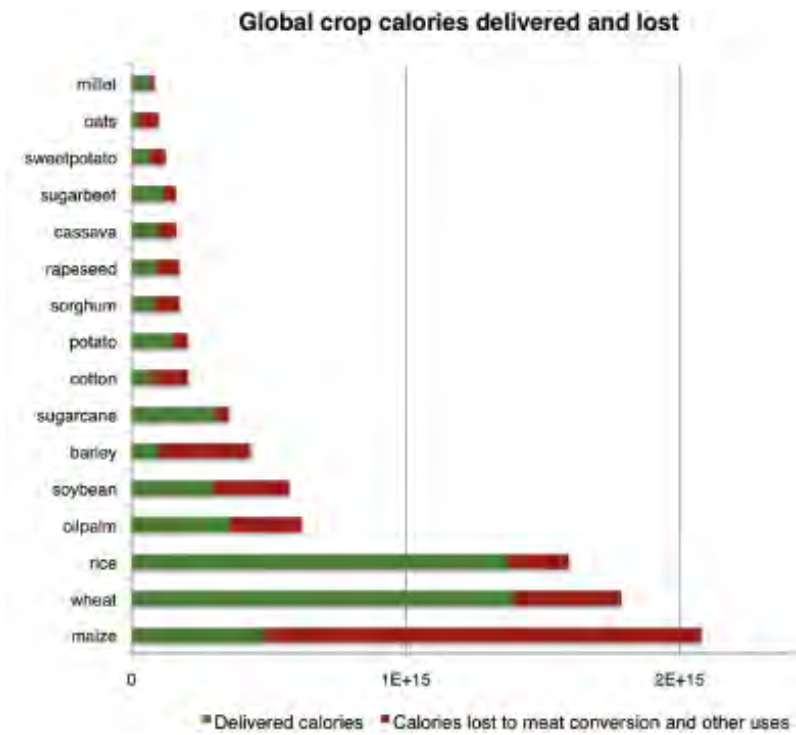



Figure 2.39: Calorie globalmente perdute nella conversione in carne di determinati prodotti agricoli, da [90].

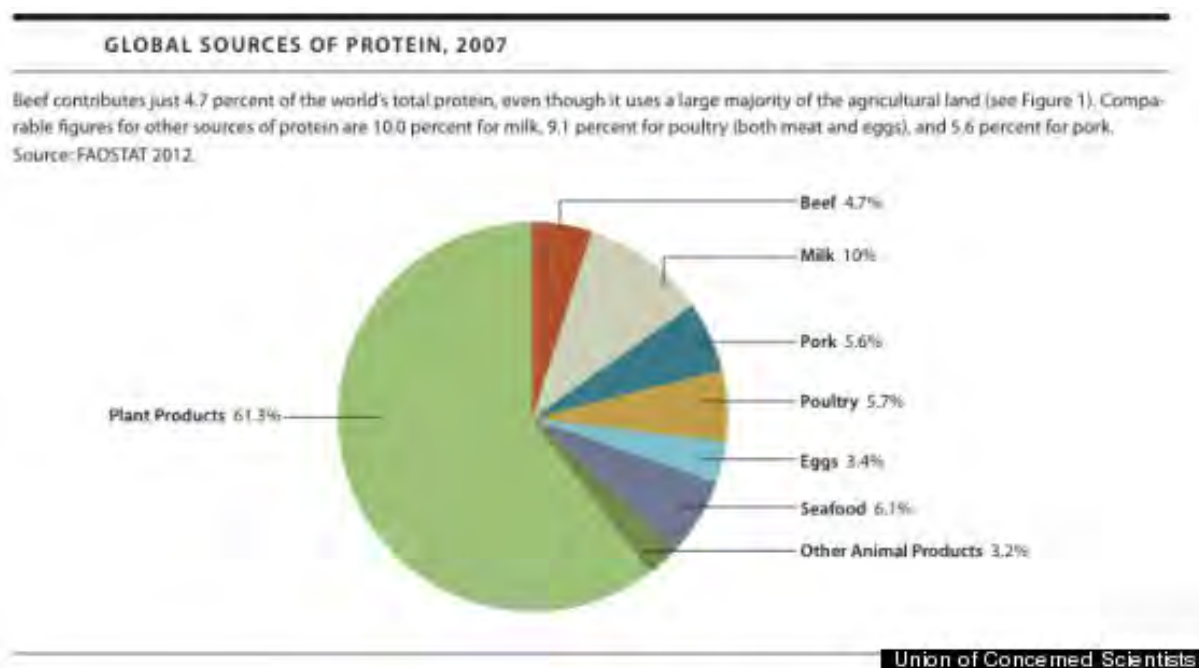



Figure 2.40: Distribuzione globale delle fonti di proteine, da [91].

Water Consumed to Supply Protein and Calories, Selected Foods

Food	Water Consumed to Supply 10 Grams of Protein	Water Consume to Supply 500 Calories
	(liters)	
Potatoes	67	89
Groundnut	90	210
Onions	118	221
Maize (corn)	130	130
Pulses (beans)	132	421
Wheat	135	219
Rice	204	251
Eggs	244	963
Milk	250	758
Poultry	303	1,515
Pork	476	1,225
Beef	1,000	4,902

Figure 2.41: (Sinistra) Quantità di acqua consumata per produrre determinate quantità di proteine ed energia, (destra) irrigatore a goccia.

(a sinistra) la quantità di acqua necessaria per fornire una determinata quantità di proteine e di energia, per determinati alimenti; si può ancora osservare come il consumo di carne sia estremamente esigente sotto questo punto di vista. Per limitare la quantità di acqua usata per l'irrigazione, si può ricorrere ad irrigatori 'a goccia' (microirrigazione), come quello mostrato a destra in fig. 2.41, con grande risparmio rispetto alla tradizionale irrigazione per aspersione (a spruzzo), nella quale una grande quantità di acqua va sprecata.

Espansione dell'agricoltura

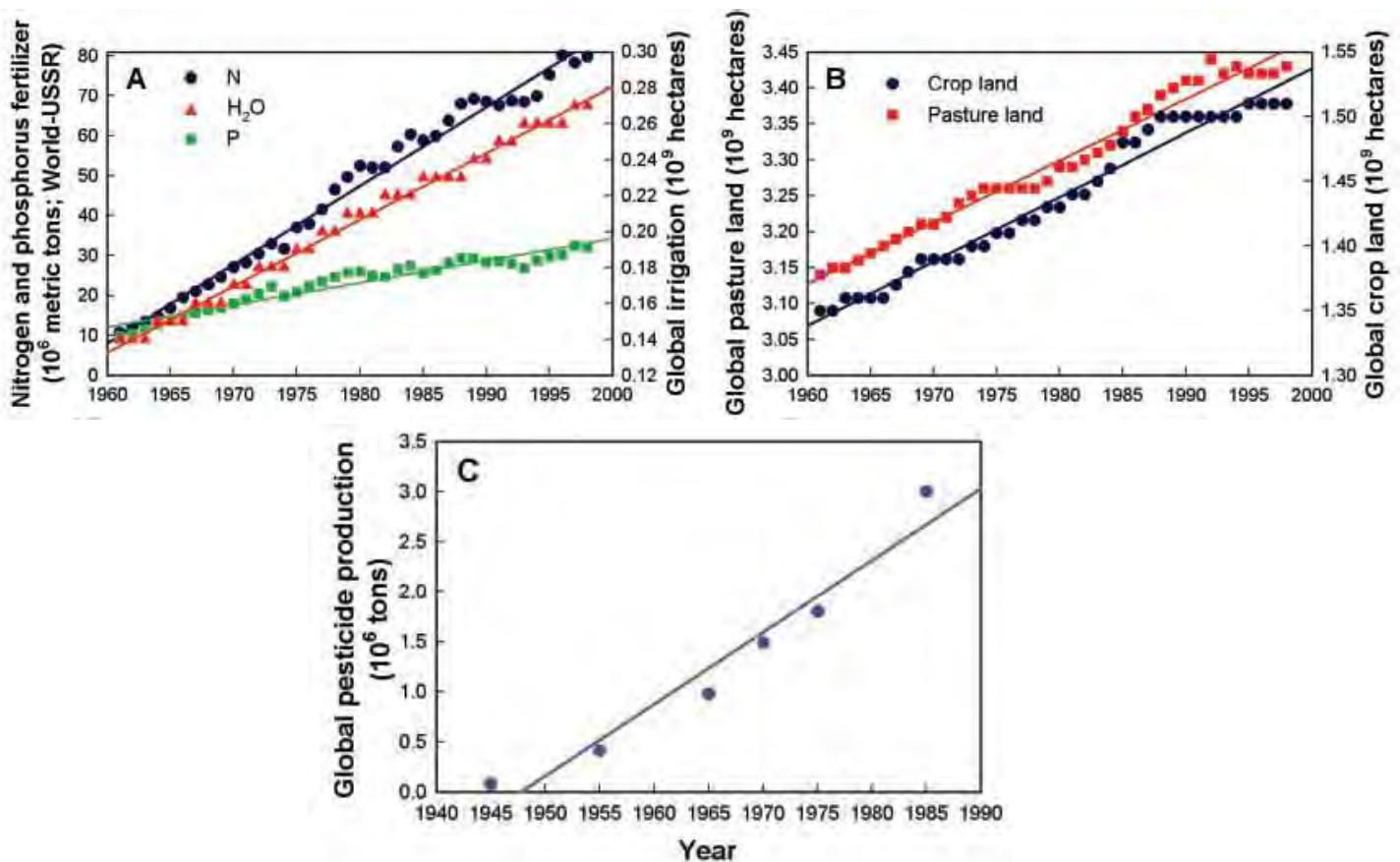



Figure 2.42: (Alto a sinistra) Crescita delle quantità di fertilizzanti utilizzate nel tempo; (alto a destra) crescita della superficie dedicata alle coltivazioni ed al pascolo; (basso) crescita della produzione di pesticidi, da [92].

L'espansione dell'agricoltura allo scopo di provvedere cibo alla crescente popolazione mondiale comporta problemi ambientali di entità, secondo alcuni [92], paragonabile a quelli indotti dal riscaldamento globale. La fig. 2.42 mostra in alto a sinistra la rapida crescita delle quantità di fosforo

e azoto immesse nell'ambiente dall'agricoltura (la figura riporta i dati per il mondo intero esclusa l'ex URSS). Attualmente questa quantità è pari a quella immessa negli ecosistemi da tutte le fonti naturali, e poiché in ultima analisi questi fertilizzanti si riversano nelle acque costiere, essi inducono estesi processi di eutrofizzazione delle acque superficiali, ossia una proliferazione di alghe e fitoplancton che sottraggono ossigeno ad altre specie come i pesci. L'aumento della superficie agricola sottoposta ad irrigazione, fig. 2.42 in alto a destra, comporta, oltre ad enormi requisiti di acqua dolce, anche la prospettiva di una salinizzazione del suolo (perché l'acqua adottata per irrigare, a differenza dell'acqua piovana, contiene sempre qualche sale disciolto), con conseguente calo delle rese agricole. Infine, la fig. 2.42 in basso mostra la crescita della produzione di pesticidi, i quali solo in minima parte (2 – 5%) raggiungono le specie obiettivo, mentre il resto viene disperso nell'ambiente producendo effetti su piante, animali, uomini (i pesticidi sono responsabili di circa 200 000 morti l'anno per avvelenamento). Inoltre, la popolazione di parassiti può addirittura aumentare causa la distruzione dei rispettivi predatori per effetto del pesticida stesso, ed i parassiti possono sviluppare resistenza ai pesticidi.

2.4 Impoverimento dello strato d'ozono stratosferico

Mentre al livello del suolo l'ozono è un inquinante (a causa del suo fortissimo potere ossidante, risulta irritante per le mucose, in particolare le vie respiratorie e gli occhi), a quote alte (nella stratosfera) risulta prezioso per bloccare la radiazione solare ultravioletta (UV), essendo l'unico gas in grado di assorbire la radiazione con lunghezza d'onda $\lambda < 0,28$ μm, vedi fig. 2.16. Questa radiazione, se raggiungesse la superficie terrestre, causerebbe tumori alla pelle, un aumento dell'incidenza di cateratte, danni alle colture ed ucciderebbe il plancton (con tutte le conseguenze sulla catena alimentare che si basa su di esso) [93]. Alcuni gas come i CFC e gli ossidi di azoto sono in grado di distruggere le molecole di ozono stratosferico (sono quindi classificati come *Ozone Depleting Gases*, ODG's).

Lo strato d'ozono stratosferico si forma per effetto dell'irraggiamento UV con $0,18 < \lambda < 0,243$ μm, che causa la fotodissociazione dell'ossigeno molecolare secondo la reazione

$$O_2 + h\nu \rightarrow O + O \tag{2.28}$$

dove $h\nu$ indica l'energia del fotone incidente, essendo qui h la costante di Planck, $6{,}626 \cdot 10^{-34}$ J s, e ν la frequenza della luce ($= c/\lambda$). L'ossigeno atomico in tal modo formato reagisce poi con ossigeno molecolare per dare appunto ozono:

$$O_2 + O + M \rightarrow O_3 + M \tag{2.29}$$

dove M indica un qualsiasi terzo corpo, vedi (3.96). Poiché a sua volta l'ozono formatosi ad alta quota assorbe radiazione UV con $0{,}22 < \lambda < 0{,}32$ μm, vedi fig. 2.16, il processo di formazione (2.28,2.29) è inibito negli strati sottostanti dell'atmosfera, per cui mentre la concentrazione di ozono al livello del suolo è relativamente bassa (intorno alle 50 ppb), si osserva invece un picco nella concentrazione di O_3 nella stratosfera (che contiene complessivamente circa il 90% dell'ozono atmosferico), ed in particolare tra i 10 ed i 30 km di quota. La fig. 2.43 riporta (a sinistra) la concentrazione molecolare di ozono (espressa cioè in numero di molecole per unità di volume, che è quella rilevante ai fini dell'assorbimento della radiazione UV) al variare della quota, ad una latitudine media, evidenziando gli andamenti tipici estivo ed invernale (al primo corrisponde una maggiore concentrazione di ozono, per il maggiore irraggiamento per unità di superficie terrestre). La figura a destra (in cui però la concentrazione di ozono è espressa in termini di pressione parziale[17]) mostra la quota tipica di volo degli aviogetti, e permette inoltre di apprezzare l'aumento della concentrazione di ozono in prossimità del livello del suolo dovuta a meccanismi indicati nel par. 4.3.

[17]La pressione parziale dell'ozono può essere espressa attraverso le legge dei gas perfetti come $p_{O_3} = (n_{O_3}/V)\,\mathcal{R}T$, dove n_{O_3}/V rappresenta il numero di moli di ozono per unità di volume; moltiplicando questo rapporto per la costante di Avogadro si ottiene il numero di molecole di ozono per unità di volume. Sussiste quindi una proporzionalità diretta tra le grandezze utilizzate come ascissa nei 2 pannelli della figura.

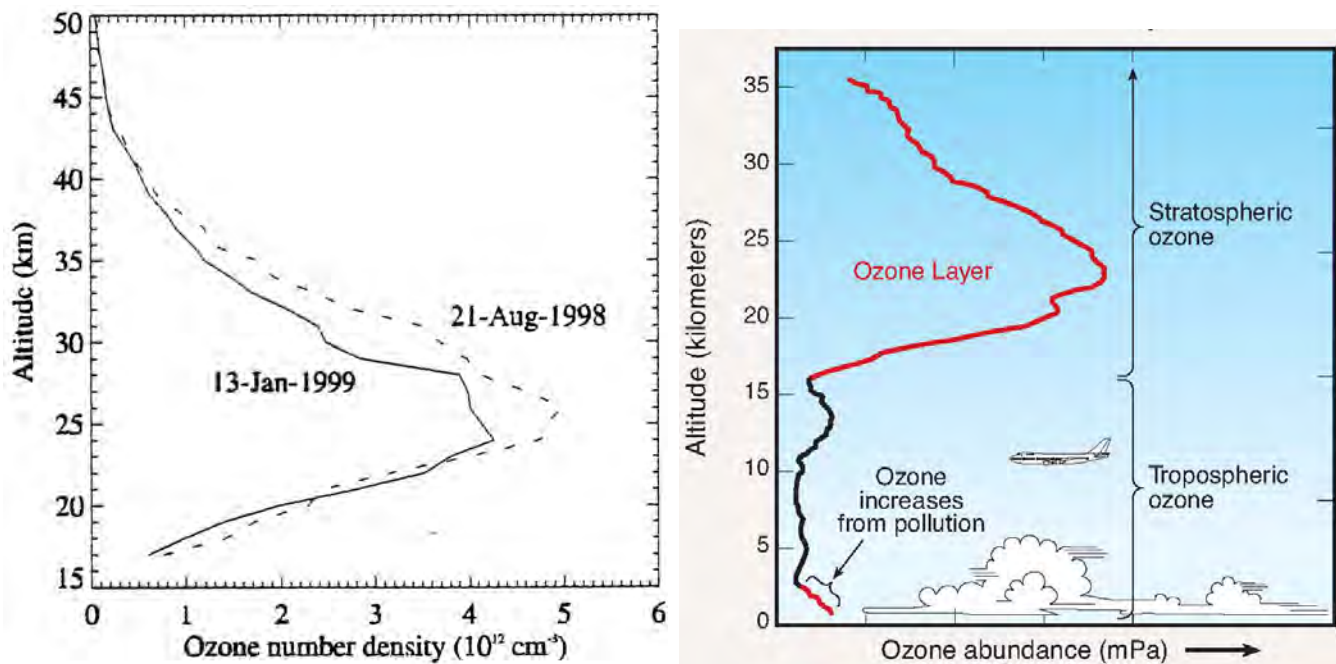



Figure 2.43: (Sinistra) Concentrazioni tipiche, invernali ed estive, di ozono in funzione della quota, ad una latitudine media, da [94]; (destra) confronto con la quota tipica di volo degli aerei di linea.

I gas che distruggono l'ozono sono:

a) specie chimiche di lunga vita media (cioè sostanzialmente inerti), che hanno quindi la possibilità di diffondere dal livello del suolo, ove sono emessi, fino alla stratosfera[18], attraverso lenti processi di diffusione molecolare (la diffusione turbolenta non è efficace oltre la cosidetta altezza di miscelamento, una quota che può variare dai 200 ai 4000 m). Si tratta di CFC (come il freon CFC–11, con vita media di 50 anni, ed il CFC–12, di vita media 102 anni) e del protossido d'azoto N_2O (vita media 120 anni);

b) a queste si aggiungono specie che sono invece direttamente immesse nella stratosfera dalla combustione nei motori degli aviogetti, in particolare gli ossidi di azoto, tra questi anche il monossido d'azoto NO, pur di vita media relativamente breve (in questo caso la vita media non risulta influente perché emesso direttamente nella stratosfera, o comunque in prossimità di essa).

In modo simile a quanto visto per i gas di serra, può essere definito un indice della capacità di un gas di distruggere l'ozono, detto *Ozone Depletion Potential*, prendendo questa volta come riferimento il gas CFC–11. La tab. 2.7 riporta indicazioni in merito.

Analizziamo ora i meccanismi chimico–fisici attraverso i quali gli ODGs distruggono l'ozono stratosferico. Esaminiamo dapprima l'effetto dei clorofluorocarburi (CFC, o freon), che, come dice il termine stesso, contengono molecole di cloro, fluoro e carbonio. Nella stratosfera, la radiazione ultravioletta scinde i CFC, liberando cloro atomico. La distruzione dell'ozono avviene allora attraverso i seguenti due passi di reazione

$$\mathrm{Cl} + \mathrm{O_3} \rightarrow \mathrm{ClO} + \mathrm{O_2} \tag{2.30}$$

$$\mathrm{ClO} + \mathrm{O_3} \rightarrow \mathrm{Cl} + 2\,\mathrm{O_2} \tag{2.31}$$

I CFC sono estremamente efficaci nel distruggere l'ozono, perché nelle due reazioni successive indicate non si ha globalmente consumo dell'atomo di cloro, per cui il processo può ripetersi innumerevoli volte finché un qualche altro diverso processo non cattura tale atomo; in tal modo un singolo atomo di cloro può distruggere da 10 000 a 1 000 000 di molecole di ozono. I CFC contenenti bromo (Halon, usato in passato per spegnere gli incendi) risultano poi ancora molte volte più dannosi. I CFC, banditi dal protocollo di Montreal del 1987, sono stati dapprima sostituiti da idroclorofluorocarburi (HCFC), nei

[18]Rimarchiamo che la lunga vita media è una condizione necessaria, ma non sufficiente, in quanto solo alcune specie chimiche attaccano l'ozono.

Gas	Atmospheric Lifetime (years)	Global Emissions in 2008 (Kt/yr) [a]	Ozone Depletion Potential (ODP) [c]	Global Warming Potential (GWP) [c]
Halogen source gases				
Chlorine gases				
CFC-11	45	52–91	1	4750
CFC-12	100	41–99	0.82	10900
CFC-113	85	3–8	0.85	6130
Carbon tetrachloride (CCl_4)	26	40–80	0.82	1400
HCFCs	1–17	385–481	0.01–0.12	77–2220
Methyl chloroform (CH_3CCl_3)	5	Less than 10	0.16	146
Methyl chloride (CH_3Cl)	1	3600–4600	0.02	13
Bromine gases				
Halon-1301	65	1–3	15.9	7140
Halon-1211	16	4–7	7.9	1890
Methyl bromide (CH_3Br)	0.8	110–150	0.66	5
Very short-lived gases (e.g., $CHBr_3$)	Less than 0.5	[b]	[b] very low	[b] very low
Hydrofluorocarbons (HFCs)				
HFC-134a	13.4	149 ± 27	0	1370
HFC-23	222	12	0	14200
HFC-143a	47.1	17	0	4180
HFC-125	28.2	22	0	3420
HFC-152a	1.5	50	0	133
HFC-32	5.2	8.9	0	716

Table 2.7: Vita media, emissioni globali annue, ODP e GWP di vari gas.

quali la presenza dell'atomo di idrogeno contribuisce a diminuirne la vita media nell'atmosfera, per cui essi vengono in gran parte distrutti da processi naturali prima di avere il tempo di diffondere fino alla stratosfera, con impatto quindi molto ridotto sullo strato d'ozono. Gli idrofluorocarburi (HFC) sono stati poi adottati perché risultano del tutto innocui sotto questo punto di vista, non contenendo cloro. Tuttavia, sia HCFC che HFC sono anche potentissimi gas di serra, vedi ultima colonna di tab. 2.7, per cui sono in fase di ulteriore sostituzione con idrocarburi leggeri come il pentano, che però è un composto organico volatile, vedi par. 4.3; per questo motivo, si punta ad utilizzare nel prossimo futuro ammoniaca oppure anidride carbonica.

Il cloro gioca un ruolo particolare nel determinarsi del cosidetto 'buco dell'ozono' sull'Antartide,

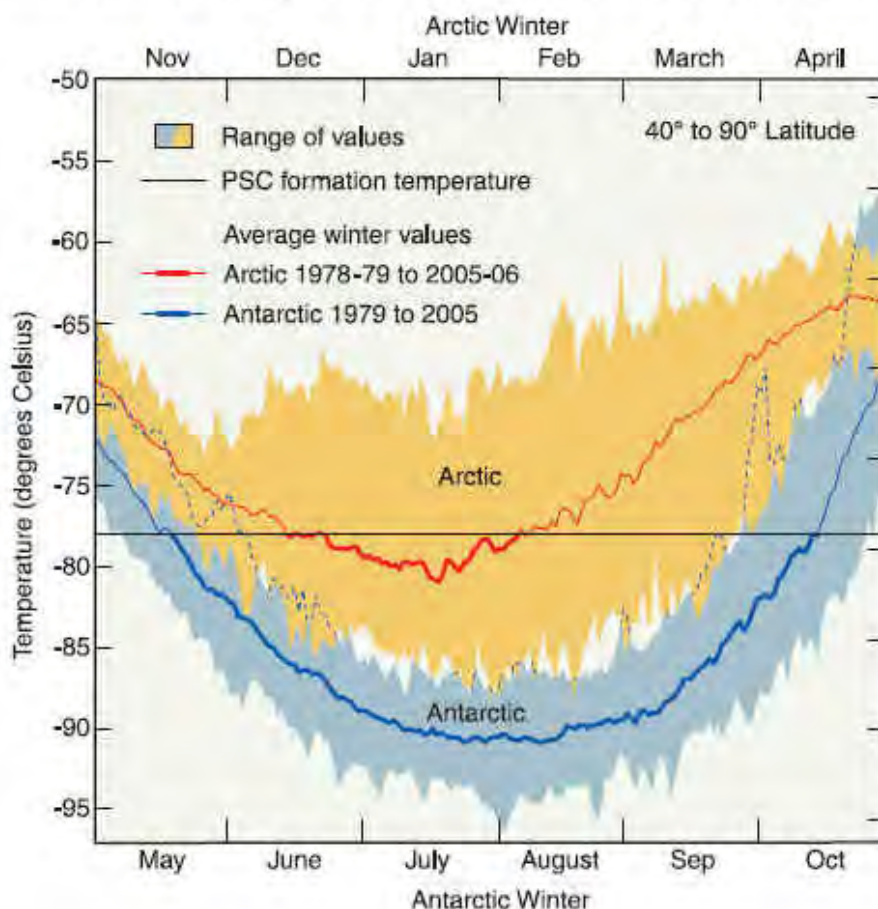



Figure 2.44: Temperature invernali dell'Artico e dell'Antartico (PSC sta per *Polar Stratospheric Cloud*), adattata da [71].

dove la bassissima temperatura (inferiore a quella dell'Artico, vedi fig. 2.44) porta alla formazione di nubi stratosferiche di anidride carbonica (la CO_2 sublima a -78 °C) che adsorbono acido cloridrico (derivante dai CFC), il quale attraverso una successiva reazione libera cloro molecolare; quest'ultimo sotto l'azione della luce (in particolare all'inizio della primavera australe) si spezza in cloro atomico, attivando in tal modo la reazione (2.30) ed altre [95].

Passiamo ora ad esaminare i meccanismi di distruzione dell'ozono dovuti agli ossidi di azoto, di più diretto interesse nell'ambito del presente corso. Il monossido d'azoto emesso direttamente dai motori degli aerei distrugge l'ozono attraverso la reazione

$$NO + O_3 \rightarrow NO_2 + O_2 \tag{2.32}$$

Tale reazione è praticamente irreversibile. Si osservi che in questa reazione una molecola di monossido di azoto distrugge una *singola* molecola di ozono, per cui esso è molto meno efficace dei CFC come ODG.

Lo NO, oltre che dalle emissioni dei motori a getto, deriva anche dalla dissociazione del protossido d'azoto (che come detto, a causa della sua lunga vita media può diffondere dal livello del suolo, dove viene emesso da processi di combustione e soprattutto biologici – agricoltura e allevamento, fino alla stratosfera) per reazione con uno stato eccitato dell'ossigeno atomico [qui indicato per brevità come O^*, ma che più correttamente andrebbe designato come O(1D)], che si forma per effetto della decomposizione di una molecola di ozono sotto l'effetto della luce solare:

$$O_3 + h\nu \rightarrow O^* + O_2 \tag{2.33}$$

Tale stato eccitato dell'ossigeno reagisce poi con una molecola di protossido d'azoto secondo la

$$N_2O + O^* \rightarrow 2\,NO \tag{2.34}$$

per dare quindi ancora monossido d'azoto che può di conseguenza ancora attaccare l'ozono attraverso la reazione (2.32). Altre reazioni si affiancano a quelle citate, contribuendo a convertire il protossido d'azoto in agenti che attaccano direttamente l'ozono. Per il protossido d'azoto l'ODP è valutato intorno a 0,017.

La quantità di ozono complessivamente presente nell'atmosfera può essere quantificata in termini di altezza della colonna di ozono, con la quale si intende lo spessore che tutto l'ozono distribuito nell'atmosfera alle varie quote, dal livello del suolo fino al suo estremo limite, occuperebbe se fosse portato a condizioni standard di temperatura e pressione (0 °C, 1 atm). Essa viene misurata in unità Dobson (DU), equivalenti ad un centesimo di millimetro. La fig. 2.45 riporta l'evoluzione prevista dell'altezza della colonna di ozono a seguito dell'implementazione del protocollo di Montreal, e quello che presumibilmente si sarebbe registrato in sua assenza. Si noti che una diminuzione dell'1% dell'altezza della colonna di ozono risulta in un aumento del 2% dell'intensità I della radiazione ultravioletta sulla superficie terrestre, essendo la relazione tra le due non lineare. Infatti uno spessore dh dà luogo ad un'attenuazione relativa dell'intensità della radiazione data da

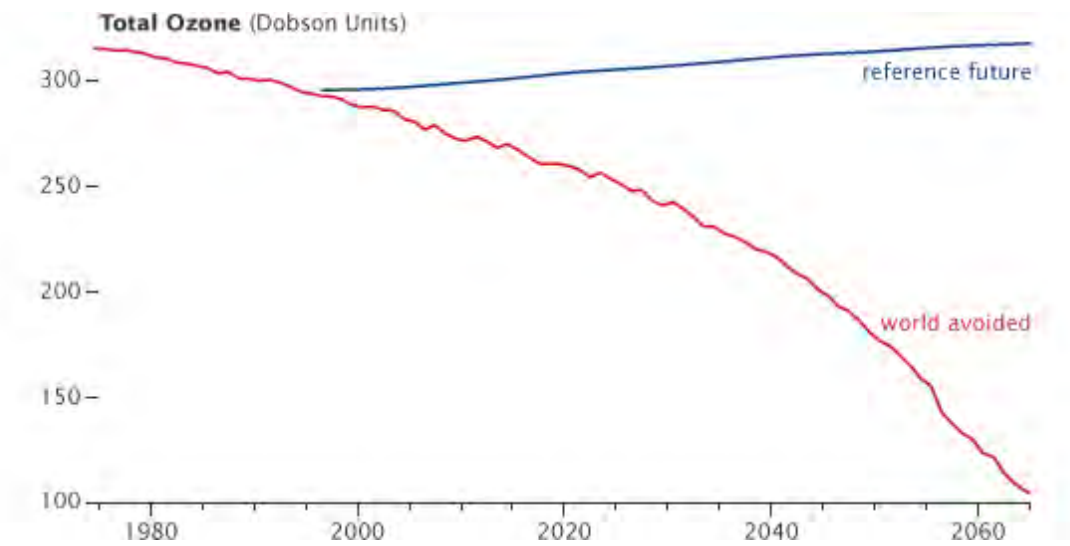



Figure 2.45: Evoluzione delle altezze della colonna di ozono previste in base alle norme stabilite dal Protocollo di Montreal (in blu), ed in assenza di azioni normative (in rosso) da [96].

$$\frac{dI}{I} = -\kappa\, dh \tag{2.35}$$

essendo κ il coefficiente di assorbimento del gas (atmosferico), da cui l'intensità in funzione dell'altezza h della colonna si ottiene come

$$I = I_0 \exp(-\kappa\, h) \tag{2.36}$$

avendo indicato con I_0 l'intensità della radiazione ultravioletta incidente sulla Terra al difuori dell'atmosfera.

Va detto che, mentre per i CFC sono state prese iniziative, è difficile al momento individuare una strategia per ridurre sostanzialmente le emissioni di NO_x dai processi di combustione, e dai motori degli aviogetti in particolare. Approcci di *geoengineeering* richiederebbero l'iniezione annua di un quantitativo di ozono che rimpiazzi le perdite dovute agli ODGs. Poiché la quantità totale di ozono contenuto nell'atmosfera ammonta a circa 3 000 Mt (milioni di tonnellate), e la perdita annua è valutata intorno al 3%, bisognerebbe iniettare nella stratosfera circa 90 Mt di ozono per anno, con problemi analoghi (ma su scala ben maggiore) a quelli evidenziati per l'iniezione di solfati nella stratosfera ipotizzata nel par. 2.3.5 [93]. Inoltre, occorre considerare che l'ozono è anche un gas di serra.

Capitolo 3
Camere di combustione

3.1 Aspetti di base

Il progetto di una camera di combustione per turbine a gas aeronautiche deve soddisfare i seguenti vincoli:

a) area frontale del combustore limitata (per contenere a sua volta le dimensioni trasversali del motore, e di conseguenza l'associata resistenza aerodinamica, l'ingombro, il peso);

b) lunghezza limitata (ancora per contenere resistenza, ingombro, peso, ed inoltre le sollecitazioni flessionali sull'asse delle turbomacchine, le quali crescono evidentemente all'aumentare della lunghezza degli alberi);

c) bassa caduta di pressione, quantificata dal rendimento pneumatico del combustore $\epsilon_b = p_4/p_3$, che si vuole quindi più vicino possibile all'unità (bisognerà quindi adottare numeri di Mach in camera di combustione bassi, vedi par. 3.1.1).

Per quanto riguarda il contenimento dei pesi, si noti che ogni kg di peso in più del motore comporta un associato aumento del peso al decollo ben più alto, per via dell'aumentato peso delle strutture che sostengono il motore, e dell'aumento della quantità di combustibile da stivare conseguentemente a bordo (orientativamente si può dire che ad ogni kg in più di peso corrisponda un aumento del peso al decollo di circa 3 kg – per quanto l'aumento di peso sarà più contenuto per aerei a breve raggio, e più elevato per aerei a lunga autonomia, per la diversa importanza della massa di combustibile da stivare a bordo). Una caduta di pressione troppo alta in camera di combustione comporta poi un ridotto salto entalpico sfruttabile nell'ugello, o nella turbina che aziona l'elica per i turboelica, vedi fig. 3.1.

Ai vincoli sopra citati si aggiungono numerosi desiderata:

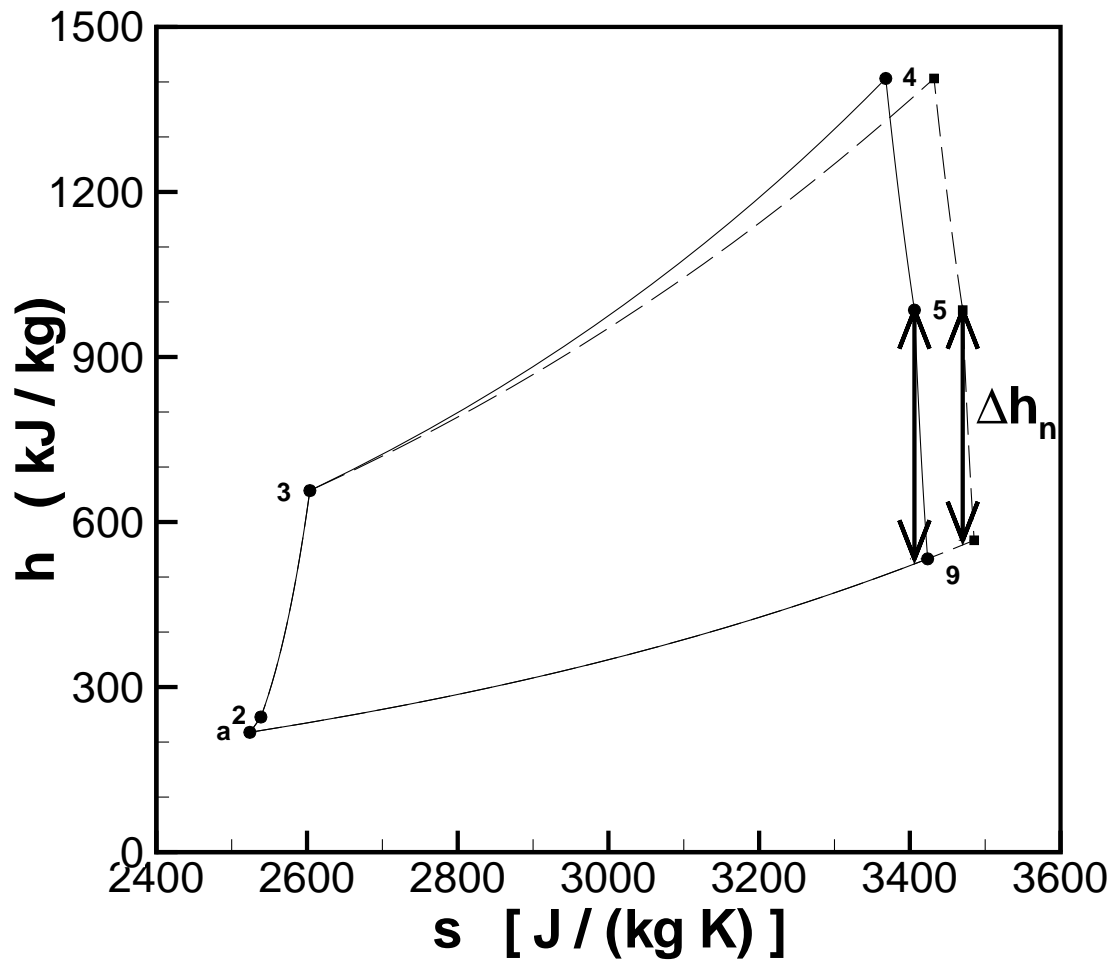



Figure 3.1: Effetto della caduta di pressione in camera di combustione sul salto entalpico Δh_n sfruttabile nell'ugello di un turbogetto (semplice): —— caduta di pressione contenuta ($\epsilon_b = p_4/p_3 \sim 1$), — — caduta di pressione elevata ($\epsilon_b = 0,8$).

1. basse emissioni di inquinanti;

2. combustione stabile su un ampio campo di portate di combustibile $\dot{m}_f$, di rapporti combustibile/aria f $(= \dot{m}_f/\dot{m}_a)$ – o equivalentemente di rapporti aria/combustibile $A/F = 1/f$, di velocità di volo V_0, di pressioni ambiente p_a (ossia di quote di volo);

3. rendimento di combustione η_b prossimo al 100%;

4. *pattern factor*, definito come (essendo $\overline{T_4}$ la temperatura *mediata* sulla sezione di uscita del

combustore, mentre $T_{4,min}$ e $T_{4,max}$ sono i valori minimo e massimo su tale sezione; T_3 indica ovviamente la temperatura all'ingresso del combustore)

$$PF = \frac{T_{4,max} - T_{4,min}}{\overline{T_4} - T_3} \tag{3.1}$$

(quindi una misura della non uniformità della distribuzione di temperatura in uscita dal combustore) quanto più possibile basso (per far sì che la temperatura in uscita dal combustore sia uniformemente pari al massimo valore accettabile dalle palette della turbina, in modo da ottenere le massime prestazioni), o comunque appropriato (in realtà conviene che la temperatura del flusso in corrispondenza alla radice della paletta della turbina, che deve sopportare tutta la forza centrifuga sull'intera paletta, sia un poco più bassa, poiché la resistenza dei materiali diminuisce all'aumentare della temperatura; anche sulla sommità delle palette, ove si trovano le sottili tenute a labirinto, vedi fig. 3.2, mirate ad evitare che il flusso sfugga attraverso il *gap* tra sommità della paletta e cassa della turbina senza compiere lavoro, conviene che la temperatura del flusso sia un poco inferiore);

5. lunga durata, il che comporta in particolare di limitare la temperatura massima, per evitare il fenomeno di *creep* (scorrimento a caldo) delle palette della turbina, che ne limita la vita, e l'adozione di tecniche di raffreddamento e di materiali resistenti alla temperatura per il combustore;

6. accensione affidabile, capacità di riaccensione in quota (ad alta quota, durante il funzionamento del motore può verificarsi un *flameout*, ossia la fuoriuscita della fiamma dal combustore, dopo il quale il motore deve essere in grado di riaccendersi);

7. costi di produzione e manutenzione contenuti.

Si osservi che gli obiettivi devono essere conseguiti su tutto il campo operativo dell'aereo, che comprende quindi portate di combustibile che possono variare di un fattore 1:50, una pressione operativa che varia tra il valore al livello del suolo ed il valore in quota, escursioni della velocità di volo (quindi del recupero di pressione nella presa d'aria), la possibilità di ingestione di pioggia, neve e grandine, etc. La tendenza storica ad aumentare il rapporto di compressione globale del motore, vedi fig. 3.4

$$\beta_o = \beta_d \, \beta_f \, \beta_c \tag{3.2}$$

Figure 3.2: Pale rotoriche della turbina (si noti la sottile 'unghia' all'estremità), e tenute a labirinto nelle quali le loro estremità scorrono. In basso a destra, schema della tenuta a labirinto in vista laterale, da [97, 98, 99, 100].

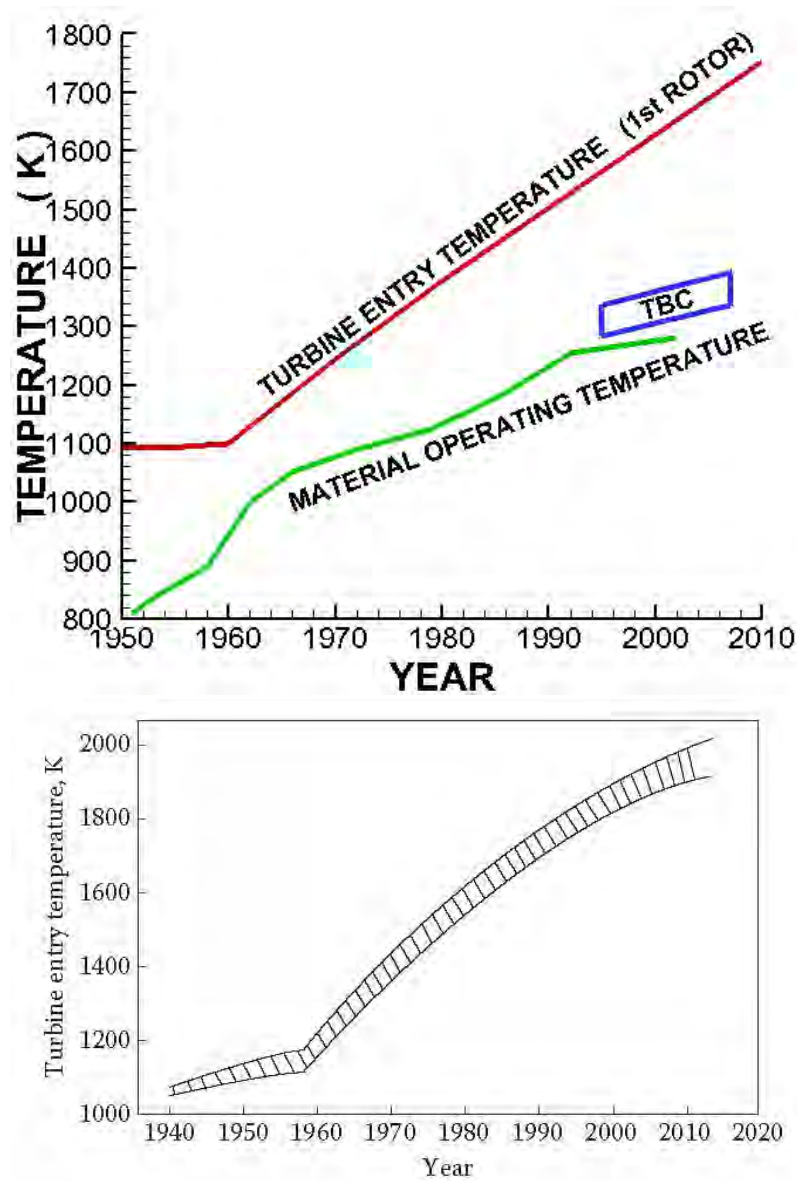



Figure 3.3: (sopra) Evoluzione storica della temperatura all'ingresso in turbina, e della massima temperatura accettabile dai materiali (si noti il recente incremento di quest'ultima dovuto all'impiego di *Thermal Barrier Coatings*), adattata da [101]; (sotto) idem, con evoluzione negli ultimi anni, da [102].

(dove β_d, β_f, β_c sono i rapporti di compressione dovuti a presa dinamica, fan, compressore) e la temperatura di ammissione in turbina[19] T_4, vedi fig. 3.3 (per migliorare il consumo specifico di

[19] Si noti però dalla fig. 3.3 in basso che negli ultimi anni tale temperatura tende ad una saturazione, in quanto si stanno avvicinando i limiti massimi raggiungibili, e comunque la temperatura di ingresso dovrà ovviamente sempre

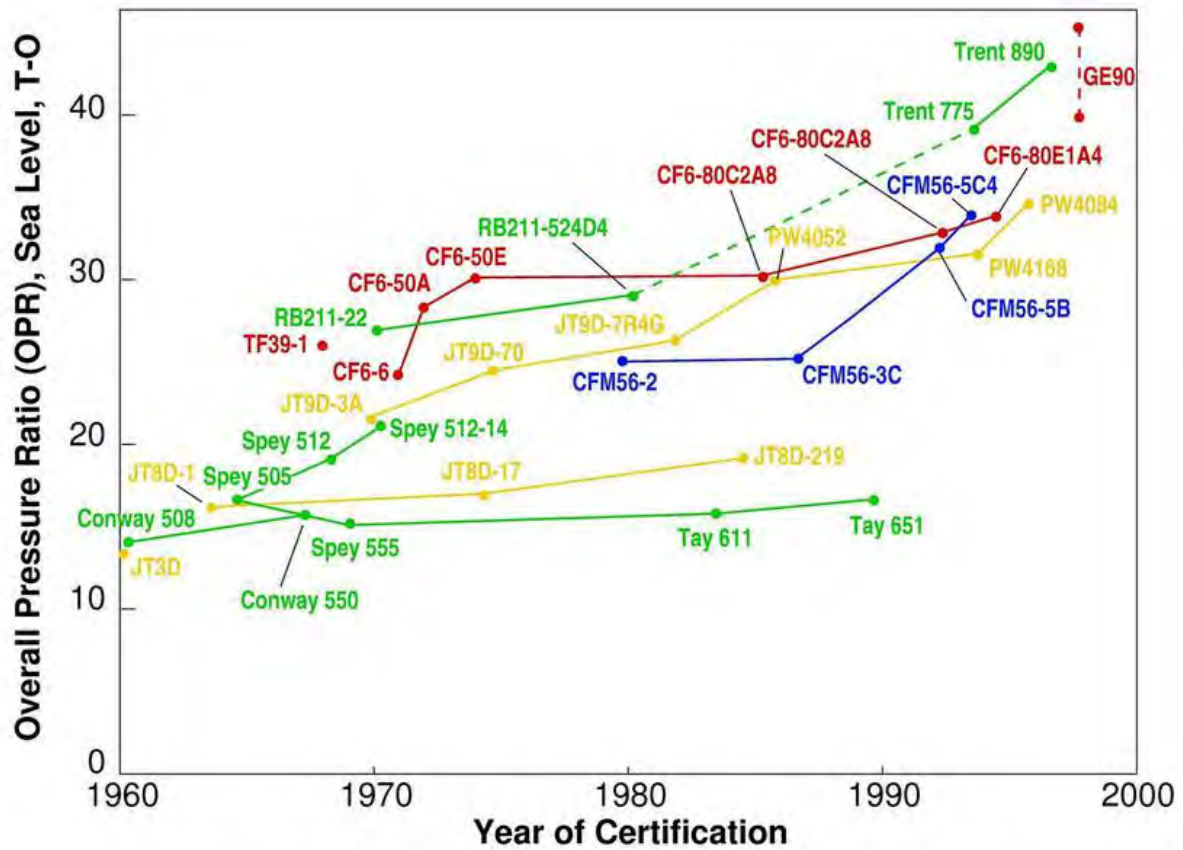



Figure 3.4: Evoluzione storica del rapporto di compressione globale (al decollo) per motori Rolls–Royce (linea verde), Pratt & Whitney (gialla), General Electric (rossa), e CFM (blu), da [103].

spinta $TSFC$ ed il rapporto spinta/peso del motore) rende questi obiettivi più difficili da conseguire (eccetto la riaccensione, che è favorita da un aumento di β_o, il quale porta a temperature più alte dell'aria all'ingresso in camera di combustione). Ad esempio, la durata delle palette della turbina si abbrevia del 30% se la temperatura media (in crociera) T_4 è aumentata da 1360 K a 1390 K; questo sottolinea anche l'importanza di assicurare un adeguato raffreddamento delle palette.

La configurazione della camera di combustione è dettata dalle esigenze di assicurare una bassa caduta di pressione nel combustore, un sufficiente tempo di residenza nel combustore t_s (s sta per *stay*, residenza) al fine di poter completare i processi di combustione, il tutto per un rapporto combustibile/aria f $(=\dot{m}_f/\dot{m}_a)$ intorno a 0,02. Si potrebbe pensare, vedi fig. 3.5a, di iniettare il combustibile nell'aria così come essa arriva dal compressore, ma poiché questa ha una velocità assiale di circa 150 m/s (altrimenti, adottando velocità più basse, per smaltire la portata d'aria occorrerebbero sezioni di

essere inferiore alla temperatura della zona primaria, anch'essa limitata.

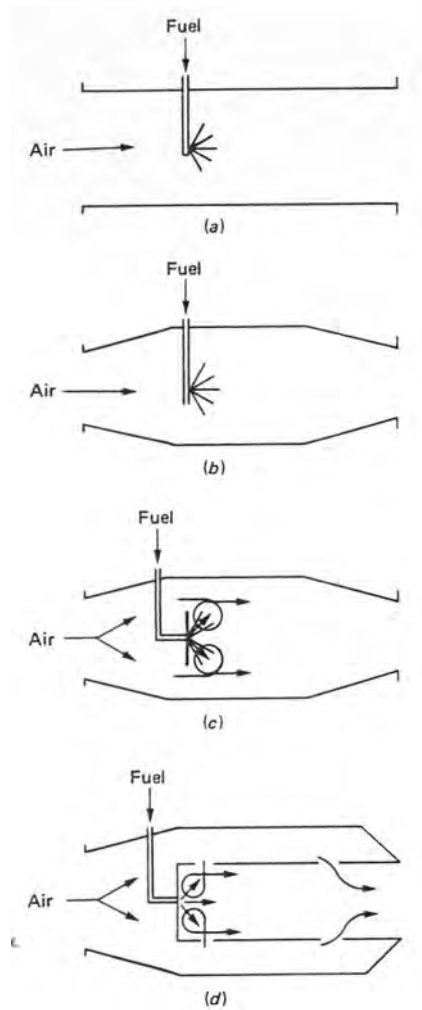



Figure 3.5: Effetto dei vincoli sul disegno della camera, da [104].

passaggio del compressore molto grandi, quindi pale lunghe, con conseguente maggior diametro del motore, ossia maggiore resistenza aerodinamica, e peso, e maggiori sforzi sulle palette per forza centrifuga), ciò porterebbe a cadute di pressione [proporzionali al quadrato del numero di Mach del flusso, vedi (3.5,3.7)] molto elevate. Occorre quindi rallentare il flusso che arriva dal compressore mediante un diffusore, vedi fig. 3.5b, cioè un condotto divergente che riduce la velocità intorno ai 30 m/s circa; all'uscita del combustore va poi posto un condotto convergente per riportare la velocità ai valori elevati richiesti dalla turbina (per motivazioni analoghe a quelle elencate per il compressore). Il combustibile tuttavia deve poter restare in contatto con l'aria entro la camera per un tempo sufficientemente lungo, per poter completare i vari processi (riduzione in goccioline, evaporazione, miscelamento, accensione, combustione completa) richiesti. Occorre allora allungare

i tempi di permanenza entro la camera introducendo una ricircolazione del flusso, vedi fig. 3.5c, generata p. es. a valle di un *bluff body* (corpo non aerodinamico), oppure mediante *swirl* (moto elicoidale, vedi par. 3.1.5). Tuttavia, poiché per contenere la temperatura a valori accettabili dalla turbina occorre limitare il valore globale del rapporto combustibile/aria f al di sotto del 2%, ossia una concentrazione al difuori dei limiti di infiammabilità, vedi par. 3.2.1, si rende necessario dividere il flusso d'aria in ingresso nella camera in modo tale da formare, vedi fig. 3.5d, una zona primaria ove la combustione è circa stechiometrica (per cui la miscela è entro i limiti di infiammabilità), e diluire successivamente i prodotti caldi di combustione con l'aria rimanente.

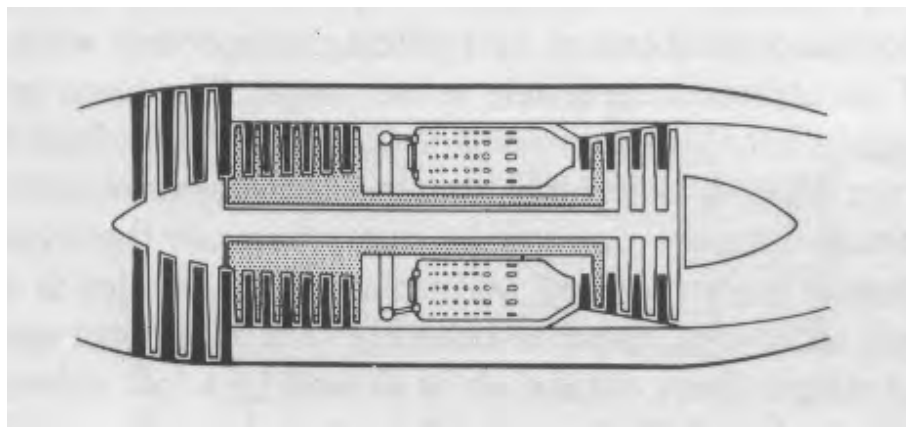



Figure 3.6: Sezione di un turbofan, da [105] .

Risulta particolarmente importante contenere la lunghezza della camera di combustione, in quanto, come si evince dalla fig. 3.6, un aumento di tale lunghezza comporta un parallelo aumento della massa di altri componenti (cassa del flusso primario, cassa del flusso secondario, assi delle turbomacchine, gondola del motore), nonché aumento della resistenza aerodinamica esterna. Come già osservato, ad ogni kg di aumento della massa del motore corrisponde orientativamente un aumento di circa 3 kg della massa al decollo dell'aereo.

A questo proposito, la tab. 3.1 mostra la suddivisione delle masse dei componenti di un tipico turbofan (qui il compressore IP – *intermediate pressure* – designa, nella terminologia Rolls–Royce, il compressore di bassa pressione posto tra il fan ed il compressore di alta pressione). Un aumento della lunghezza del combustore porta certamente ad un aumento della massa dell'asse, delle strutture e della gondola, che sono (in particolare gli ultimi due) importanti contribuenti alla massa totale del motore.

	Proportion of total
Fan rotor & casing	18%
IP Comp.	5%
Structures	15%
Shafts	3%
LP Turb.	16%
Nacelle	22%
Core & externals	21%
	100%

Table 3.1: Ripartizione delle masse degli organi di un turbofan trialbero ad alto rapporto di bypass, da [106].

Le configurazioni dei combustori possono essere inquadrate nelle seguenti categorie:

- combustori tubolari (*can*, a canna), vedi fig. 3.7b;
- combustori anulari, vedi fig. 3.7d;
- combustori tubo–anulari, vedi fig. 3.7c.

I primi turbogetti utilizzavano da 7 a 16 camere di combustione tubolari, disposte intorno all'asse del motore. Questa configurazione, pur essendo semplice e facilmente ispezionabile (p. es. se un singolo combustore è difettoso si può sostituirlo; è anche possibile condurre prove al banco utilizzando una sola camera, quindi adottando portate di aria contenute), risulta pesante e lunga, per cui è stata abbandonata (se non per piccoli motori, per i quali può aversi anche un solo combustore). Si hanno anche problemi di interconnessione delle camere e di accensione (la fiamma allo *start–up* deve propagarsi da un combustore a tutti gli altri in senso circonferenziale). All'altro estremo, le camere anulari (d) sono leggere, consentono basse cadute di pressione per effetto della loro aerodinamica pulita, nonché, come vedremo, basse emissioni di inquinanti grazie al basso rapporto (superficie pareti/volume); sono tuttavia difficili da realizzare (per le piccole tolleranze richieste sul *gap* tra

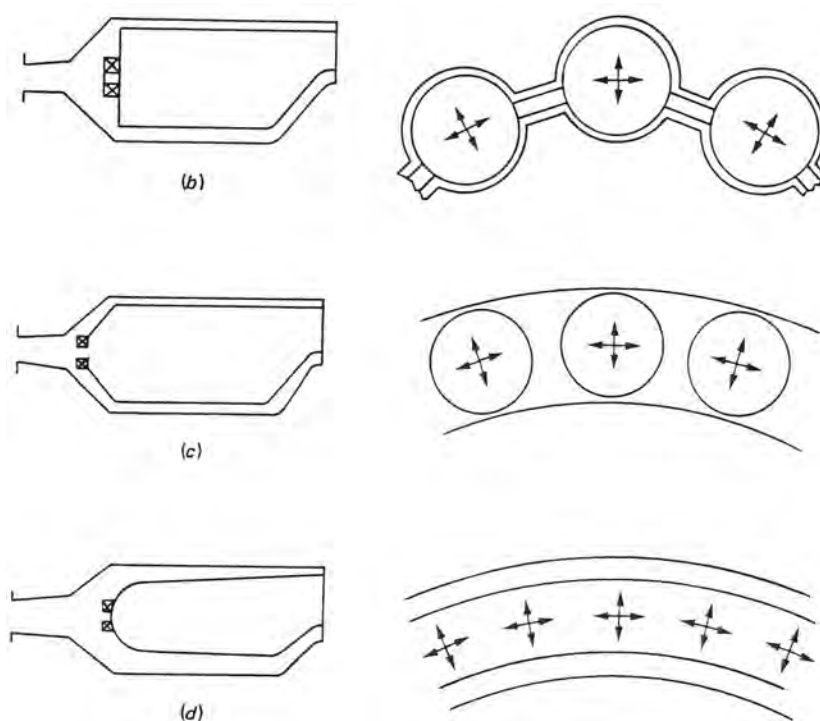



Figure 3.7: Camere (dall'alto verso il basso) tubolari, tuboanulari, anulari. A sinistra vista laterale, a destra vista in sezione, da [104].

anello interno ed esterno) e quindi costose, ed inoltre la manutenzione e le prove richiedono un intervento sull'intera camera. Sono inoltre molto sensibili ad una distorsione del profilo di velocità in ingresso, che si riflette in un peggioramento del *pattern factor*; possono anche verificarsi deformazioni (*buckling*) del lamierino per effetto della temperatura. Sono attualmente le più diffuse sui motori di grande potenza. Nelle camere tuboanulari (c) la fiamma è confinata entro *liners* perforati cilindrici; le perforazioni servono a far passare l'aria di diluizione e raffreddamento. Si può ancora provare una sola camera al banco, ma si ripresentano i problemi di interconnessione delle camere e di accensione, e soprattutto i rapporti (superficie pareti/volume) sono meno favorevoli rispetto alle camere anulari.

La fig. 3.9 evidenzia il minor rapporto superficie delle pareti/volume delle camera anulari rispetto alle altre configurazioni. La fig. 3.8 mostra però il rilevante diametro di una camera anulare, che richiede una lavorazione molto precisa per avere un passaggio tra i due *liners* (interno ed esterno) di altezza uniforme in direzione circonferenziale.

Le camere di combustione constano quindi di un diffusore che riduce la velocità dell'aria proveniente dal compressore, di zone di combustione primaria, intermedia e di diluizione, degli iniettori e di un

Figure 3.8: *Liners* di camere tubolari (a sinistra) e anulari (a destra), da [107].

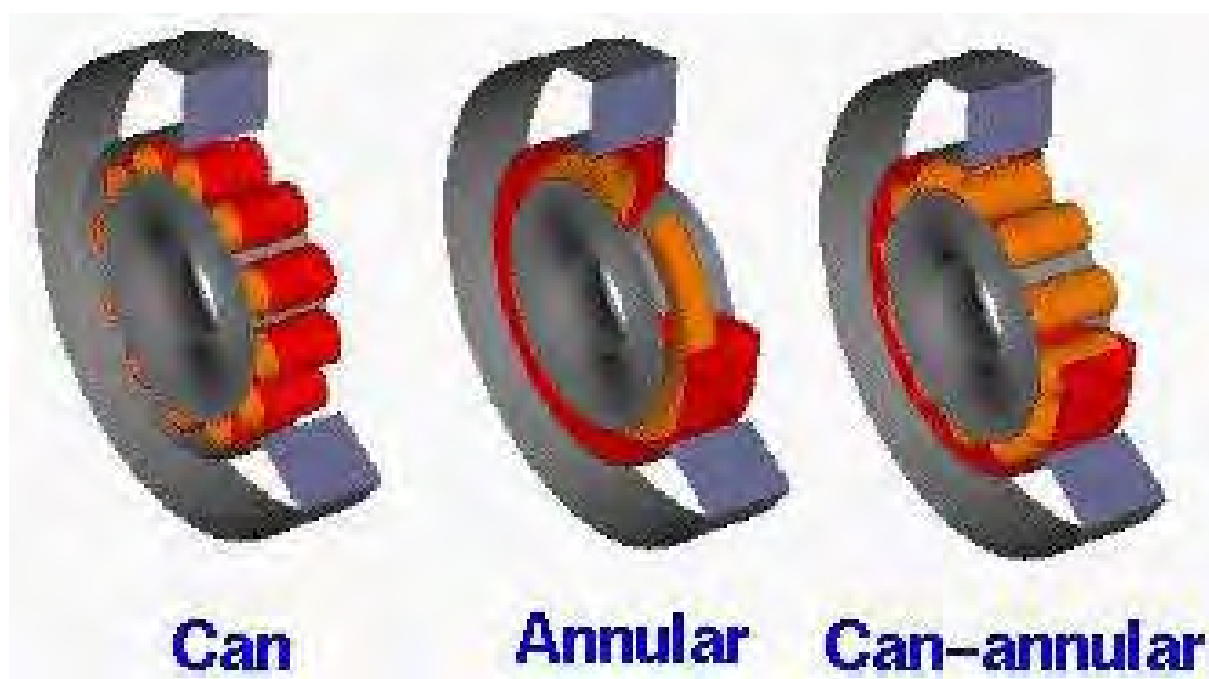



Figure 3.9: Disposizione di camere (da sinistra verso destra) tubolari, anulari, tuboanulari, adattata da [107].

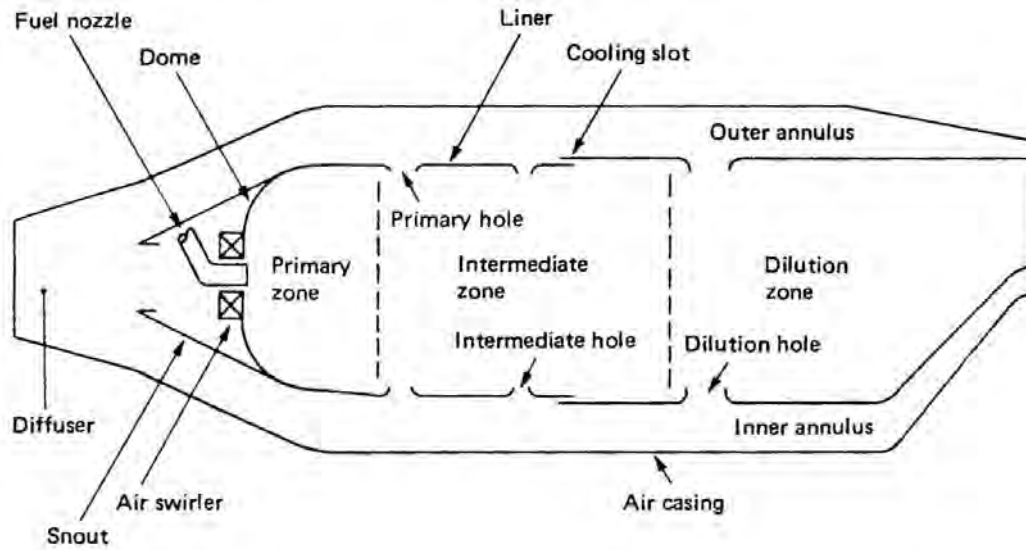



Figure 3.10: Componenti principali di una camera di combustione, da [104].

sistema di raffreddamento, vedi fig. 3.10. Si osservi, attorno all'ugello che inietta il combustibile, la presenza di un condotto che immette l'aria primaria con un moto di *swirl* (quindi con una componente ortogonale al piano del foglio, condizione indicata con il simbolo '×'). Si notino anche il *liner* perforato, e lo *snout* (muso) che serve a dividere la portata d'aria in ingresso al combustore in portata primaria e secondaria.

3.1.1 Caduta di pressione e diffusori

Analizziamo ora brevemente i vari componenti. Nel combustore si hanno perdite di pressione (delle quali abbiamo già sottolineato nel par. 3.1 l'importanza ai fini delle prestazioni) sia per attrito (Δp_{cold}, o perdita fredda, nel diffusore ed attraverso le perforazioni del *liner*) che per rilascio di calore (Δp_{hot}, o perdita calda)

$$\Delta p \;=\; \Delta p_{cold} \,+\, \Delta p_{hot} \tag{3.3}$$

Per la caduta di pressione 'fredda' possiamo scrivere, in termini relativi[20]

[20] Dalla fisica tecnica è noto che la caduta di pressione su un tratto di lunghezza dx di un condotto di diametro D, essendo f' il fattore d'attrito di Darcy–Weisbach, è data da

$$\Delta p_{cold} \;=\; -\,f'\,\frac{\rho\,u^2}{2}\,\frac{\Delta x}{D} \tag{3.4}$$

$$\left(\frac{\Delta p}{p}\right)_{cold} = -f' \frac{\gamma M^2}{2} \frac{\Delta x}{D} \tag{3.5}$$

Analogamente, per la caduta di pressione relativa 'calda' si ottiene[21]

$$\left(\frac{\Delta p}{p}\right)_{hot} = -\frac{\gamma M^2}{2} \frac{dQ}{c_P T} \tag{3.7}$$

Come si vede facilmente, entrambe queste perdite aumentano con il quadrato del numero di Mach, e la seconda aumenta all'aumentare della quantità di calore fornita, quindi della temperatura di uscita del combustore T_4. La perdita fredda è tipicamente compresa tra il 2% ed il 6% della pressione all'ingresso del combustore p_3, mentre per la perdita calda possiamo far riferimento alla fig. 3.11, che riporta la caduta percentuale di pressione dovuta all'innalzamento della temperatura del flusso in camera, espressa questa come rapporto T_4/T_3, in funzione del numero di Mach, con andamento appunto quadratico; un valore tipico potrebbe essere p. es. intorno allo 0,5%. A proposito della perdita fredda, si osservi che la caduta di pressione nel diffusore è una perdita secca, mentre la caduta di pressione attraverso il *liner* produce turbolenza, che attiva il miscelamento, con un risvolto quindi positivo.

Il diffusore, vedi fig. 3.12, può essere di due tipi, conico, in cui l'aumento della sezione di passaggio dell'aria è graduale, nel qual caso l'angolo di semiapertura va contenuto ($7 - 12^o$) per evitare la separazione del flusso dalle pareti, per cui risulta relativamente lungo (quindi pesante), oppure *dump*, in cui l'aumento della sezione di passaggio è brusco, per cui risulta più corto (e leggero), ma che dà luogo a maggiore caduta di pressione. Attualmente molti motori adottano, per avere un motore più corto e quindi più leggero, la configurazione *dump*, anche a prezzo di una lieve diminuzione del rendimento pneumatico ϵ_b del combustore.

---

dalla quale, dividendo per p per avere la caduta di pressione *relativa*, e tenendo conto che la velocità del suono al quadrato è data da $a^2 = \gamma p/\rho$, si ricava la (3.5).

[21]La caduta di pressione dovuta all'addizione di calore si ricava, per la regola di Cramer, dividendo tra loro le (2.104) e (2.84) (nelle quali si tiene conto che $M \ll 1$ in camera di combustione) di [19], ottenendo

$$\Delta p_{hot} = -\rho u^2 \frac{dQ}{c_p T} \tag{3.6}$$

dalla quale, dividendo ancora per p per ottenere la caduta di pressione *relativa*, si ricava la (3.7).

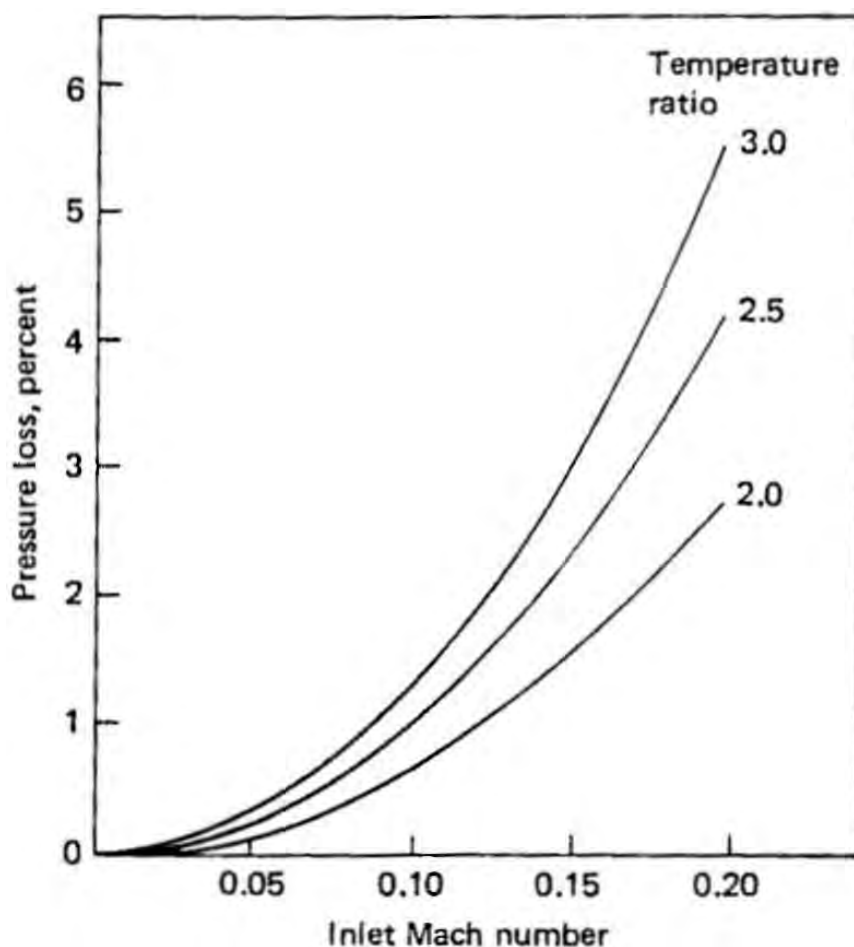



Figure 3.11: Caduta di pressione in camera dovuta all'addizione di calore, da [104].

3.1.2 Zona primaria

Nella zona primaria combustibile ed ossidante sono miscelati in proporzioni circa stechiometriche per assicurare l'infiammabilità della miscela, vedi par. 3.2.1; ciò porta a temperature localmente molto elevate ($\sim$ 2500 K), ed alla presenza di una importante quantità di prodotti di dissociazione come CO, OH, H, O, ed idrocarburi incombusti, designati come UHC (*Unburned HydroCarbons*). L'aria primaria, tipicamente circa il 40% della portata d'aria complessiva $\dot{m}_a$, viene immessa attraverso condotti palettati (*swirlers*) che le imprimono appunto un moto di *swirl*, oppure attraverso getti. Usare getti di grande diametro porta a condizioni più prossime a combustione nonpremiscelata, vedi par. 3.2, e quindi ad una maggiore stabilità della fiamma (ossia il combustore opera in modo soddisfacente su un ampio campo dei parametri operativi), mentre usare getti di piccolo diametro porta ad una combustione in condizioni più uniformi (più vicina a combustione premiscelata), con

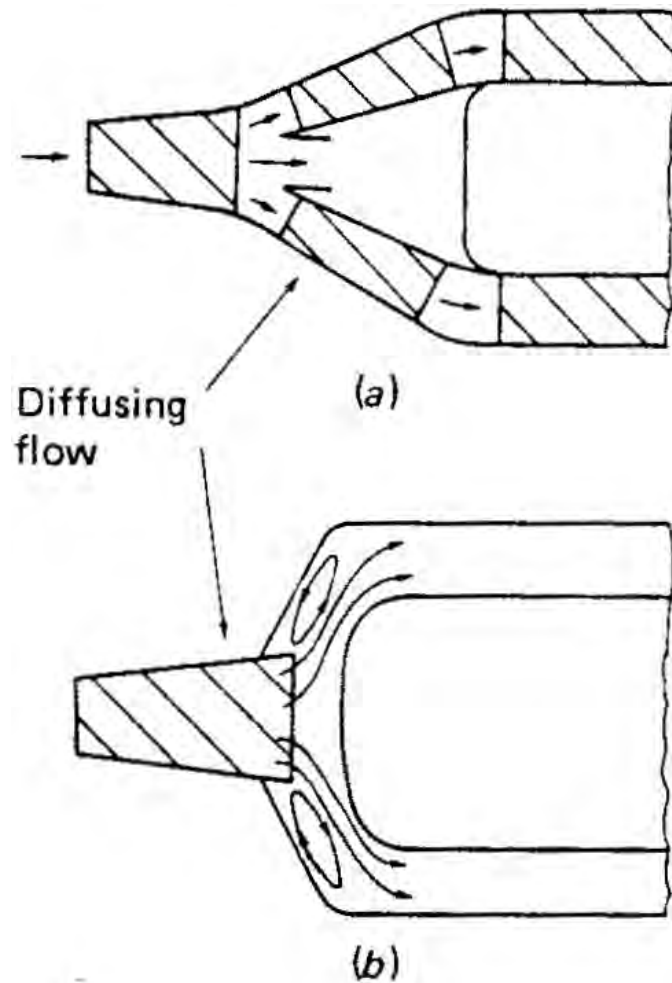



Figure 3.12: Diffusore conico (alto) e *dump* (basso), da [104].

conseguenti minori emissioni di inquinanti e più elevato rilascio di calore per unità di volume, ma stabilità più ristretta. Il profilo della camera ha forma semicircolare per minimizzare il rapporto superficie/volume, necessità dovuta in particolare in questo caso all'esigenza di minimizzare lo scambio termico tra i gas ad alta temperatura e le pareti della camera.

3.1.3 Zona intermedia

Successivamente alla combustione circa stechiometrica, occorre immettere aria per abbassare la temperatura fino a valori accettabili dalla turbina. Se però quest'aria venisse immessa in un'unica soluzione, il repentino abbassamento della temperatura 'congelerebbe' (cioè bloccherebbe) le reazioni

chimiche[22], con la conseguenza che i prodotti di dissociazione non potrebbero riconvertirsi in prodotti di reazione. Di qui l'esigenza di introdurre una zona intermedia, in cui viene immessa attraverso fori nel *liner* solo una parte dell'aria, tipicamente circa il 20% di $\dot{m}_a$, per cui la temperatura si mantiene ad un livello tale (p. es. 1800 K) da consentire la ricombinazione dei prodotti di dissociazione (con conseguente rilascio di calore utile ad innalzare il salto entalpico disponibile nella successiva espansione in turbina ed ugello). Nel volo ad alta quota, poiché la pressione ambiente è bassa ed il tasso di produzione delle specie chimiche è proporzionale alla pressione elevata un coefficiente che vale circa 1,75 – 1,8 (vedi par. 3.3.3), il volume della zona primaria può non essere sufficiente a completare le reazioni primarie; in tal caso la zona di diluizione serve anche come un'estensione della zona primaria. Si cerca di contenere la lunghezza della zona intermedia intorno a valori 0,5 – 0,7 volte il diametro del *liner* D_{liner} per i soliti problemi di peso, ad ogni modo si utilizzano camere più lunghe per motori di aerei a lungo raggio (fino ad una volta D_{liner}), per i quali l'esigenza di contenere il consumo è più importante, per cui si ricerca una combustione quanto più possibile completa, anche a prezzo di un certo incremento di peso. Comunque la tendenza storica ad aumentare la temperatura di ingresso in turbina T_4 (che attualmente si può avvicinare a 1800 K, vedi fig. 3.3), rende attualmente la distinzione tra zona intermedia e zona di diluizione meno netta, vedi nota 19.

3.1.4 Zona di diluizione

Nella zona di diluizione viene immessa nel liner, attraverso fori, la rimanente portata d'aria (quindi circa il 40% di $\dot{m}_a$) necessaria a contenere la temperatura all'uscita della camera entro i valori accettabili in turbina. La zona di diluizione ha l'importante compito di stabilire una distribuzione di temperature in uscita quanto più possibile piatta (ossia un *pattern factor* prossimo a zero), o meglio ancora caratterizzata da temperatura relativamente ridotta in prossimità della radice delle pale (che devono sopportare l'intero sforzo centrifugo sulla pala) come pure della sua sommità (dove si trovano le tenute a labirinto necessarie per evitare che il flusso sfugga sopra l'estremità delle pale senza compiere lavoro; esse sono fatte di materiale sottile, quindi molto sensibile alla temperatura). La distribuzione di temperatura diventa più uniforme all'aumentare della lunghezza della zona di diluizione, tuttavia oltre un certo limite non c'è più vantaggio sensibile, per cui normalmente tale lunghezza è limitata a 1,5 – 1,8 D_{liner} per contenere il peso.

[22]Si vedrà nel par. 3.2.2 che il tasso di avanzamento delle reazioni chimiche è in genere estremamente sensibile alla temperatura.

3.1.5 Iniettori

Gli iniettori devono assicurare un'efficace atomizzazione (cioè riduzione in goccioline di piccolo diametro) del combustibile (in quanto più le goccioline sono piccole, prima evaporano, vedi par. 3.3.1), e questo per un ampio campo dei parametri operativi, ossia di portate di combustibile $\dot{m}_f$ e di rapporti combustibile/aria f (o equivalentemente di rapporti aria/combustibile $A/F = 1/f$). Le loro prestazioni influenzano la stabilità della fiamma, il rendimento di combustione η_b, e le emissioni di incombusti, cioè UHC, CO, fumo (cioè *soot*). Descriviamo di seguito i tipi principali.

a) Iniettori *pressure–swirl*, vedi fig. 3.13, in cui il getto di combustibile viene iniettato ad alta velocità, per favorire l'atomizzazione, per effetto di una pressione impartita al flusso di combustibile. Indicando con l'indice 1 le condizioni del combustibile a monte dell'iniettore, e con 2 quelle a valle, e con ρ la sua densità, l'equazione di Bernouilli dà (in assenza di perdite)

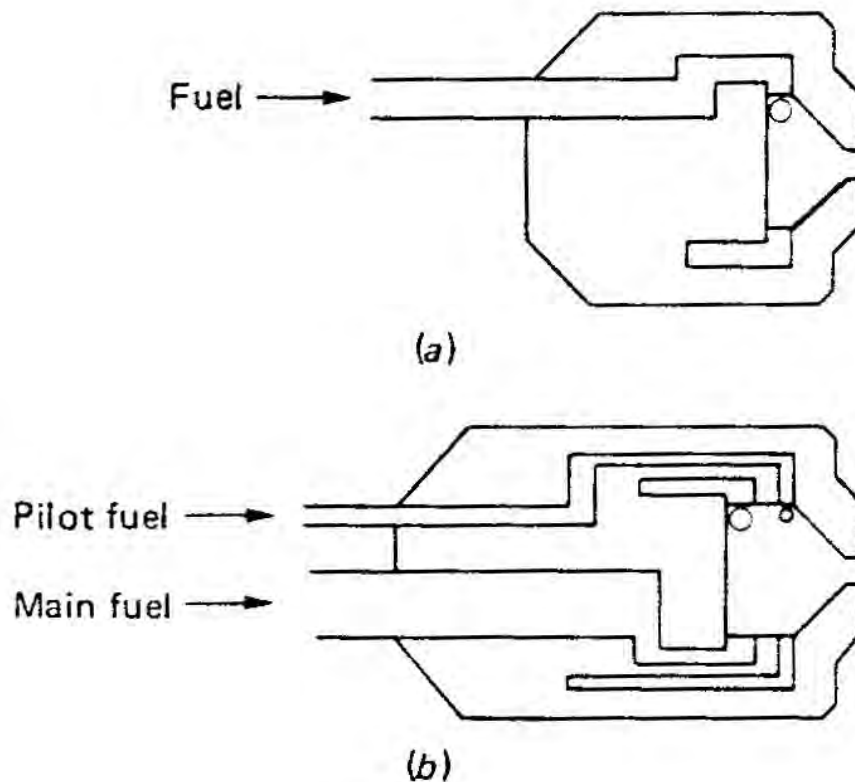



Figure 3.13: Vista laterale di iniettori *pressure–swirl* simplex conico (alto) e duplex (basso), da [104].

$$p_1 + \rho \frac{u_1^2}{2} = p_2 + \rho \frac{u_2^2}{2} \tag{3.8}$$

dalla quale, supponendo di poter trascurare u_1^2 in confronto a u_2^2 (essendo $u_1 \ll u_2$), si ha

$$u_2 = \sqrt{\frac{2\,\Delta p}{\rho}} \tag{3.9}$$

e per la portata in massa attraverso un foro di diametro D

$$\dot{m} = \frac{\pi\, D^2}{4} \sqrt{2\,\rho\,\Delta p} \tag{3.10}$$

La relazione tra il salto di pressione da applicare all'iniettore e la portata in massa che si desidera conseguire è quindi del tipo

$$\Delta p \propto \dot{m}^2 \tag{3.11}$$

Per realizzare una camera di combustione corta, si cerca di immettere lo *spray* di combustibile in modo che formi un cono di angolo di apertura più grande possibile, prossimo a 90°, per minimizzarne appunto la lunghezza; per far questo viene impresso al getto di combustibile un moto di *swirl* (in quanto la forza centrifuga agente sulle goccioline tende ad allargare radialmente lo *spray*), mediante condotti sagomati che conferiscono al combustibile una componente di velocità tangenziale, vedi fig. 3.14, e poi esso è fatto uscire attraverso un condotto a forma tronco–conica convergente. Con un solo getto di combustibile (configurazione *simplex*, vedi fig. 3.13 in alto) risulta però difficile soddisfare le esigenze legate ad una portata $\dot{m}_f$ che può variare di cinquanta volte (questo comporterebbe, secondo la (3.11) una pressione di alimentazione che varia di 2500 volte, un campo operativo di ampiezza impossibile per la pompa del combustibile). Si può allora ricorrere alla configurazione *duplex*, vedi fig. 3.13 in basso, nella quale si hanno due getti di combustibile, uno più piccolo che copre le condizioni di minimo consumo, ed uno più grande che si apre solo quando è richiesta una portata importante (in questo caso i due getti coalescono). Gli iniettori *pressure–swirl* presentano svantaggi legati alla possibilità che i sottili passaggi del combustibile si ostruiscano per effetto di impurità nel combustibile; inoltre,

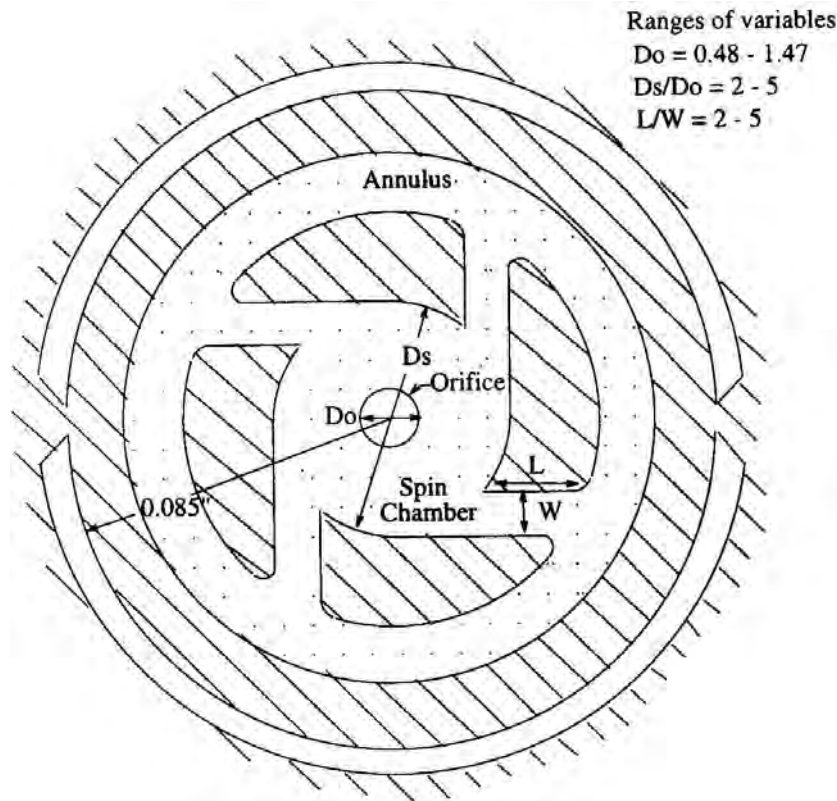



Figure 3.14: Vista in sezione di un atomizzatore *pressure–swirl* (simplex), da [108]. Il combustibile proviene dal condotto centrale, si incanala attraverso i quattro condotti trasversali per raggiungere l'anello, dove arriva avendo assunto una componente di velocità tangenziale.

per effetto del grande angolo di apertura del cono dello *spray*, il combustibile (in particolare i suoi componenti più pesanti che evaporano lentamente, essendo il cherosene una miscela di migliaia di specie chimiche) può arrivare sulle pareti del *liner*, dove tende a formare depositi carboniosi (*coking*) che impediscono lo scambio termico (quindi il raffreddamento), e tende anche a formare *soot* a pressioni elevate, vedi commento dopo fig. 4.4. Per tali motivi sono oggi sostanzialmente abbandonati, se non per pilotare altri tipi di iniettori (vedi oltre).

Vediamo ora più in generale l'effetto dello *swirl* sulle condizioni di flusso. In presenza di *swirl*, il parametro che governa le condizioni di flusso è il cosidetto numero di *swirl*, definito come rapporto tra il flusso assiale della quantità di moto angolare (integrale della portata in massa infinitesima tra i raggi r ed $r + dr$, ossia $2\,\rho\,\pi\,r\,u\,dr$, moltiplicata per la componente *tangenziale* di velocità w, moltiplicata ancora per il raggio r, od in altre parole il momento – rispetto all'asse del condotto – del flusso della quantità di moto tangenziale), diviso il flusso assiale della quantità di moto lineare (ossia l'integrale della portata in massa infinitesima tra i

raggi considerati, moltiplicata per la componente *assiale* di velocità u):

$$S = \frac{1}{R} \frac{\int_0^R \rho\, r^2\, u\, w\, dr}{\int_0^R \rho\, r\, u^2\, dr} \tag{3.12}$$

dove R è il raggio del condotto. Si noti che il denominatore è una quantità di moto, mentre il numeratore è un momento della quantità di moto, quindi per rendere adimensionale tale rapporto occorre dividere per una lunghezza di riferimento, che viene identificata con il raggio R. Per effetto del moto di *swirl*, il fluido che si trova al centro viene spinto verso la periferia, con il risultato che si forma una regione di depressione al centro, la quale a sua volta richiama altro fluido. Per numeri di *swirl* superiori a circa 0,6 (per flussi a densità uniforme) questo effetto genera una zona di ricircolazione intorno all'asse, di forma toroidale (che può quindi essere sfruttata per ancorare la fiamma, come indicato in fig. 3.5c). Si osservi che per ottenere la desiderata ricircolazione, lo *swirl* deve essere applicato alla corrente d'aria, che rappresenta la portata in massa di gran lunga preponderante (anche in condizioni stechiometriche, essa è circa 15 volte la portata di combustibile, vedi par. 3.2). In particolare, quando si cerca di miscelare fluidi a diversa densità, conviene iniettare dal centro del condotto il fluido più denso (che quindi risente meno delle forze di pressione che tendono a contrastarne il moto verso la direzione radiale esterna – si osservi che il moto di *swirl*, come accennato, porta la pressione a crescere andando dal centro verso la periferia) e quello più leggero dalla periferia. Quindi, si inietta il combustibile dal centro, e l'aria attraverso un condotto anulare coassiale.

b) Iniettori *airblast*. Negli atomizzatori *airblast* il combustibile viene iniettato come un sottile film, il quale viene poi 'stirato' da ambo i lati da correnti d'aria ad alta velocità, che tendono quindi a stracciarlo e ridurlo in goccioline, vedi fig. 3.15.

   Il fatto che il combustibile si trovi tra due correnti d'aria ne impedisce il contatto con le pareti, evitando così fenomeni di *coking*. Questi iniettori formano poi poco *soot* (riducendo quindi anche lo scambo termico dalla fiamma alle pareti per radiazione, contenendo quindi la temperatura del *liner*), grazie alla migliore atomizzazione del combustibile, la quale però è accompagnata da una minore stabilità della fiamma, e da difficoltà di accensione a causa della bassa velocità dell'aria allo *start–up* (avviamento del motore). Questi inconvenienti possono essere risolti introducendo un pilota, cioè un atomizzatore del tipo *pressure–swirl* (non soggetto a questi inconvenienti) il quale, quando il motore è in avviamento o comunque funziona a basso

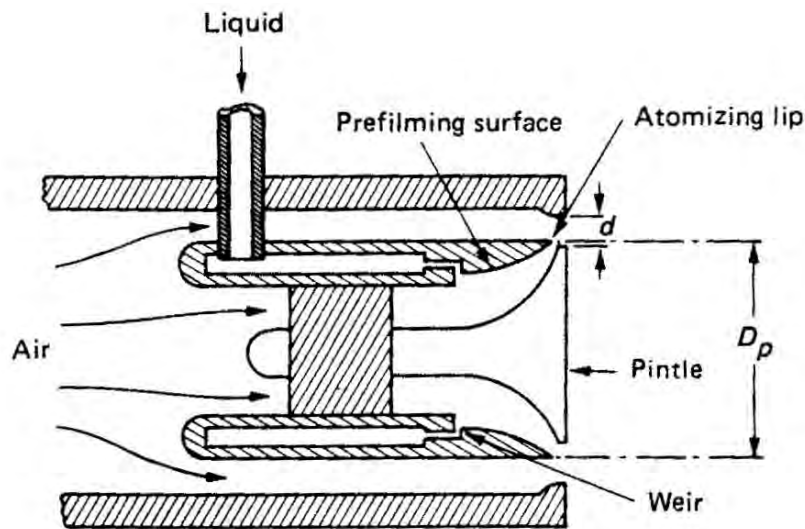



Figure 3.15: Iniettore *airblast*, da [104].

carico, elabora la maggior parte della portata di combustibile, mentre l'opposto avviene a pieno carico.

c) Iniettori *vaporizer*. Negli atomizzatori *vaporizer*, vedi fig. 3.16, il combustibile, insieme ad una parte dell'aria calda che esce dal compressore, viene inviato in un condotto che passa entro la camera, per cui si riscalda oltre il punto di vaporizzazione.

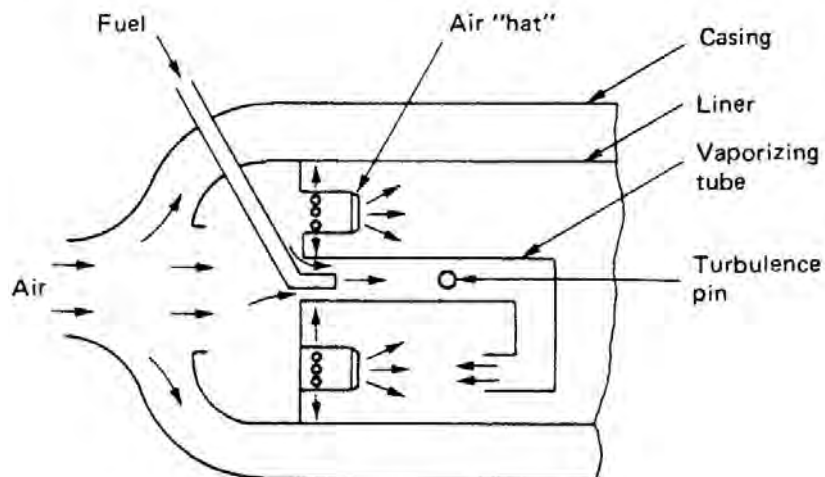



Figure 3.16: Iniettore *vaporizer*, da [104].

In realtà tale evaporazione non è completa, poiché il calore scambiato tra i prodotti caldi ed il condotto è sufficiente a far vaporizzare solo una piccola frazione del combustibile. Presentano una bassa tendenza alla formazione di *soot*, ma corrono il rischio di danneggiamento dei tubi per effetto dell'elevata temperatura alla quale sono esposti. Non sono attualmente utilizzati.

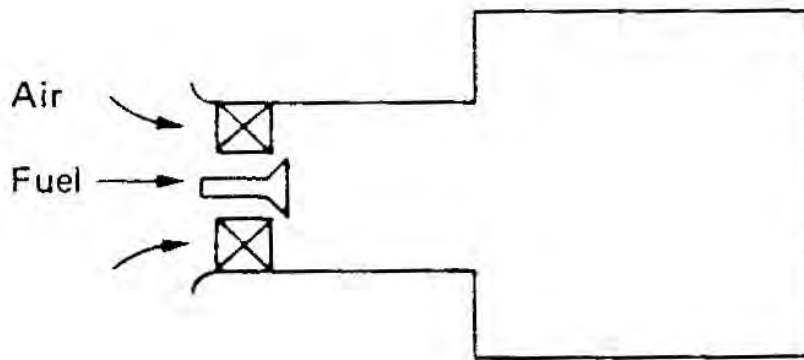



Figure 3.17: Iniettore *premix–vaporizer*, da [104].

d) Iniettori *premix–vaporizer*. In questi iniettori il combustibile viene finemente atomizzato e miscelato con aria prima di essere inviato in camera di combustione ad alta velocità, vedi fig. 3.17. In tal modo si riesce a completare i processi di vaporizzazione del combustibile e miscelamento con l'aria prima dell'accensione. Le condizioni di combustione più uniformi, in particolare per quanto riguarda la temperatura, portano ad una minore formazione di inquinanti. Si hanno problemi di *flashback* (la fiamma può risalire verso l'ingresso della miscela, vedi par. 3.2) ed allo *start–up*, che possono ancora essere risolti introducendo una fiamma pilota, alimentata da un iniettore di tipo *pressure–swirl*.

3.1.6 Raffreddamento del *liner*

La temperatura della miscela reagente in camera è sempre di diverse centinaia di gradi Kelvin al disopra della temperatura di fusione del materiale (vedi anche fig. 3.3) delle pareti del *liner*, le quali perciò devono essere adeguatamente raffreddate; l'aria di raffreddamento può arrivare al 30% od addirittura al 50% della portata d'aria immessa nel combustore. Questa aria di raffreddamento viene distribuita attraverso opportune perforazioni sul *liner*; quest'ultimo deve pertanto resistere a sforzi meccanici (per la differenza di pressione che sussiste tra l'aria che fluisce sulla sua superficie esterna, e la miscela reagente contenuta all'interno, differenza necessaria per consentire il deflusso dell'aria di diluizione), termici (essendo il flusso all'esterno relativamente freddo, a temperatura T_3,

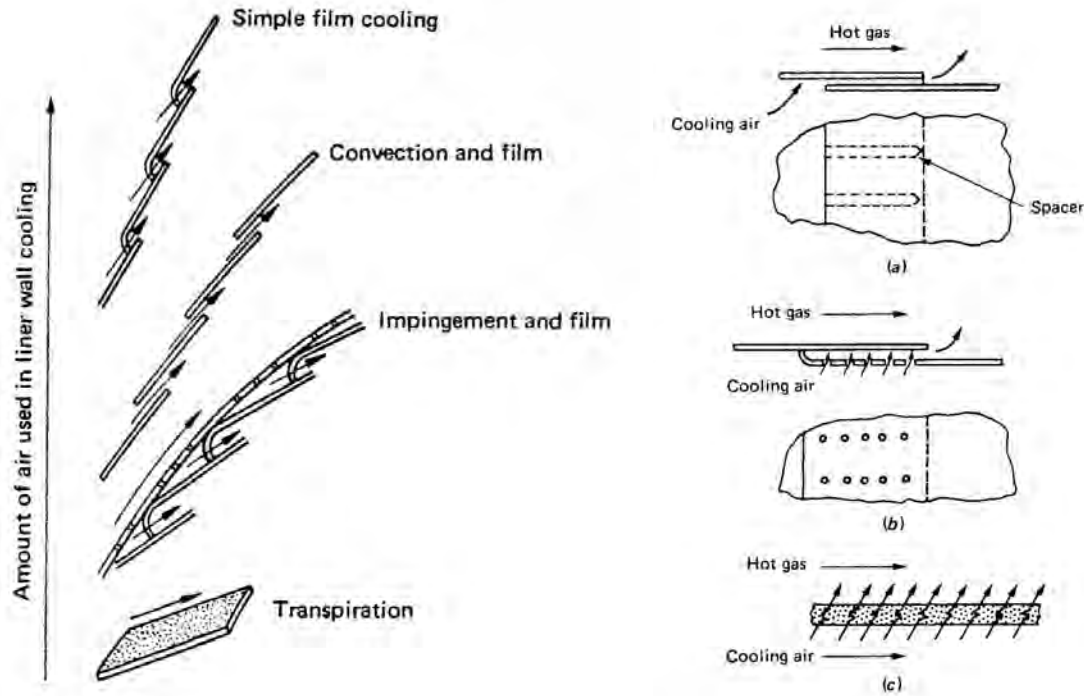



Figure 3.18: Tecniche di raffreddamento delle pareti (a sinistra), e dettaglio (a destra) delle tecniche di raffreddamento per convezione (a), *impingement* (b), traspirazione (c), da [104].

mentre il flusso all'interno raggiunge temperature che possono avvicinare la temperatura adiabatica di fiamma; la differente dilatazione termica sulle facce interna ed esterna del *liner* impone quindi forti sforzi meccanici), ed a processi di fatica termica (per effetto dei ripetuti cicli di accensione e spegnimento). Queste sollecitazioni impongono tra l'altro l'adozione di materiali adatti a resistere ad alte temperature; si osservi che la temperatura del *liner* è determinata da un bilancio tra il flusso termico entrante ed uscente dalle pareti (per processi di irraggiamento e convezione). La tendenza ad aumentare il rapporto di compressione del ciclo porta a valori alti della temperatura T_3 dell'aria in ingresso del combustore, con due conseguenze: l'aria – relativamente calda – è meno efficace per raffreddare, e la temperatura T_4, a parità di valore del rapporto combustibile/aria f, è più elevata (con conseguente più alta spinta specifica). Diverse tecniche sono disponibili per raffreddare le pareti, vedi figg. 3.18, 3.19:

1. nel *film cooling* l'aria viene iniettata lungo le pareti a formare un film protettivo, relativamente freddo, sul lato interno del *liner*;

2. nel *convection–film cooling* si sfrutta anche un effetto convettivo sul lato esterno del *liner*,

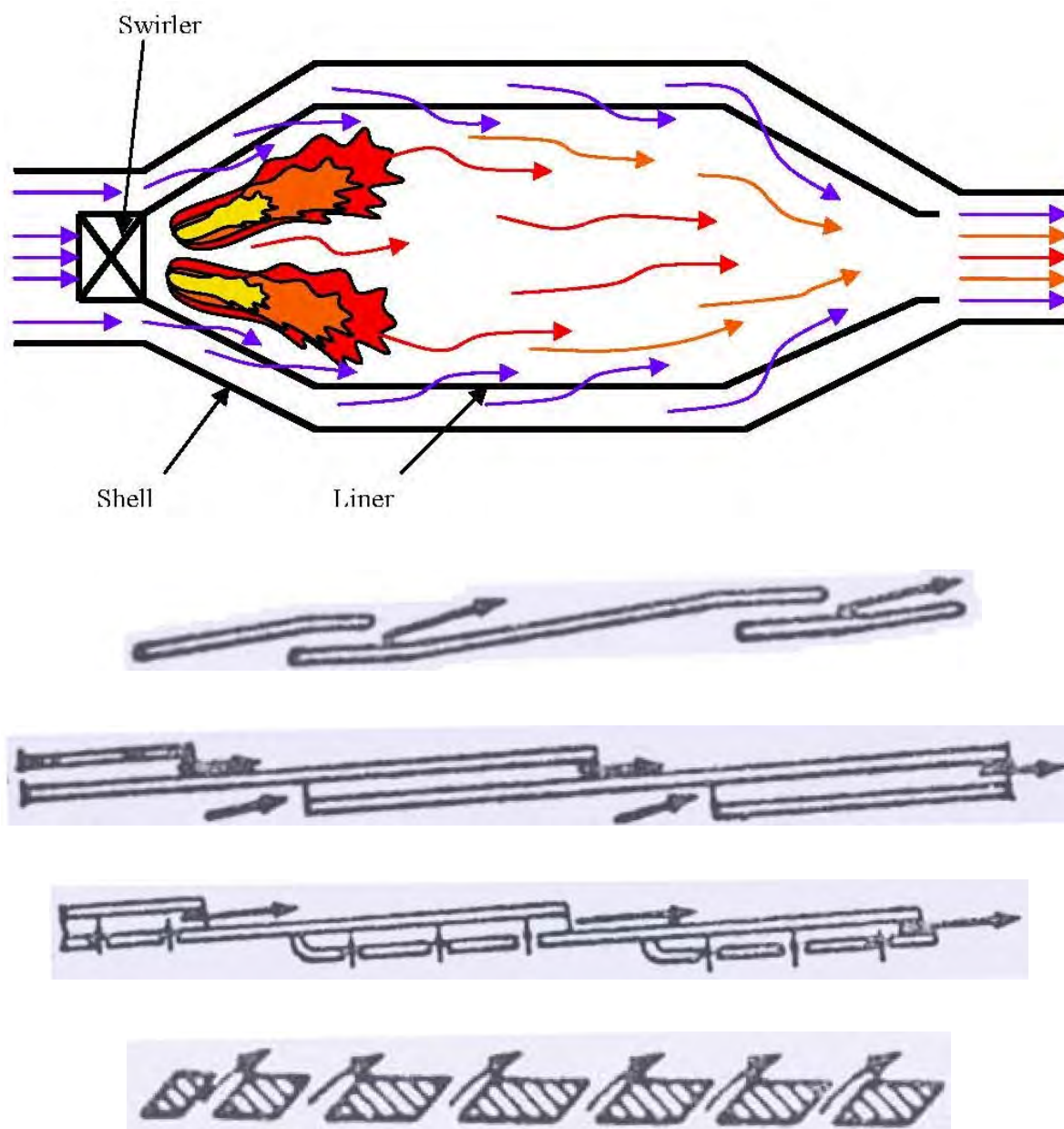



Figure 3.19: Schema concettuale del raffreddamento delle pareti, e dettaglio della parte inferiore del *liner* per a) *film–cooling*, b) *convection–cooling*, c) *impingement–cooling*, d) *transpiration–cooling*, da [104].

stimolato adottando pareti rugose che aumentano pertanto la superficie di scambio, prima di immettere il flusso lungo la parete interna del *liner* per raffreddarla come nel caso precedente;

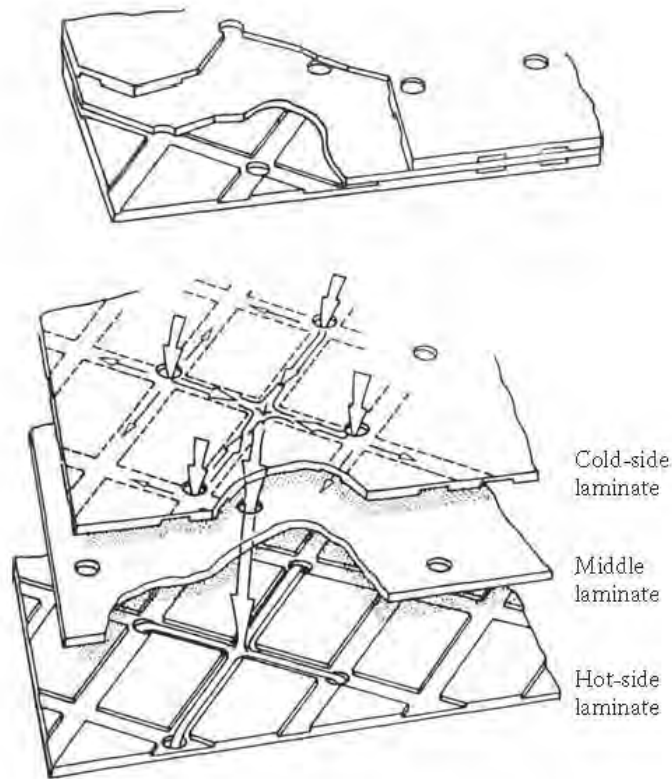



Figure 3.20: Struttura del materiale *transply* della Rolls–Royce, da [109].

3. nell'*impingement–film cooling* il flusso d'aria di raffreddamento, attraverso una serie di fori, viene diretto normalmente alla parete esterna del *liner*, per poi formare il solito film protettivo sulla parete interna;

4. infine, nel *transpiration cooling*, si adottano pareti porose raffreddate dall'aria che filtra attraverso di esse, per formare poi sul *liner* il film protettivo. Una parete effettivamente traspirante implicherebbe però fori di dimensioni estremamente piccole, che sarebbero facilmente ostruiti dal particolato (*soot*) inevitabilmente presente nei prodotti di combustione. Si ricorre perciò a strutture che approssimano la traspirazione, come il materiale *Transply* della Rolls–Royce, vedi fig. 3.20.

La fig. 3.18 a sinistra mostra indicativamente come le diverse tecniche citate permettono di ridurre progressivamente la portata d'aria destinata al raffreddamento. Si noti che la soluzione *convection–film cooling* comporta un miglioramento nell'efficacia del raffreddamento rispetto al *film cooling*, in quanto come detto si sfrutta anche un effetto convettivo; la soluzione *impingement–film cooling* migliora il raffreddamento della parete interna del *liner* grazie ai getti diretti normalmente ad essa;

ed infine la soluzione *transpiration cooling* migliora ulteriormente il raffreddamento, mantenendo la temperatura della parete ad un valore pressoché uniforme, prossimo a quello massimo ammissibile, grazie alla uniforme distribuzione dell'aria. Un miglioramento dell'efficacia del raffreddamento permette di contenere l'estensione della zona a bassa temperatura in prossimità delle pareti, il che come vedremo ha importanti conseguenze sulle emissioni di inquinanti, vedi par. 4.7.

3.1.7 Esempi di configurazione

Riportiamo nel seguito alcuni esempi di configurazioni di camere di combustione.

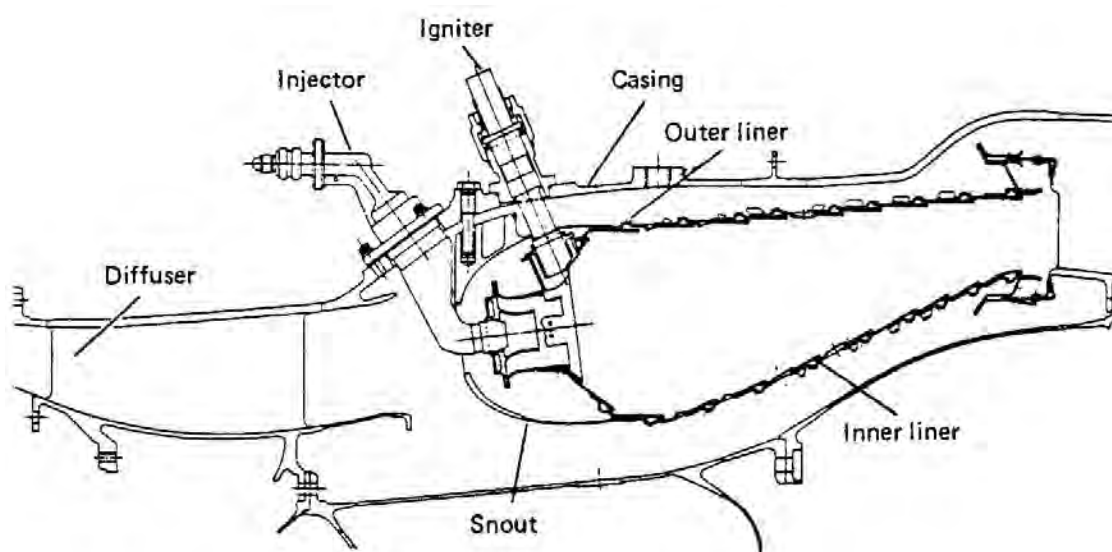



Figure 3.21: Combustore anulare del motore GE CF6–50, da [104].

Il combustore del motore General Electric CF6–50 (adottato p. es. sui Douglas DC–10, Airbus A–300, nonché alcune versioni del Boeing 747), vedi fig. 3.21, adotta atomizzatori *airblast*. È visibile anche la candela (*igniter*) per il *light–up* (accensione all'avviamento del motore).

Anche il combustore del motore General Electric F101 (propulsore del bombardiere Rockwell B–1), vedi fig. 3.22, adotta atomizzatori *airblast*; sono ben visibili i condotti attorno all'iniettore attraverso i quali l'aria primaria viene immessa in camera normalmente al piano della figura (condizione indicata come detto dal simbolo $\times$) con un moto di *swirl*.

Nel motore Rolls–Royce RB211 (adottato tra gli altri da Boeing 747, 757, 767, Lockheed L–1011, Tupolev Tu–204), vedi fig. 3.23, è ben visibile la configurazione anulare del combustore, e la localizzazione degli iniettori *airblast*, dei fori dell'aria primaria e di diluizione.

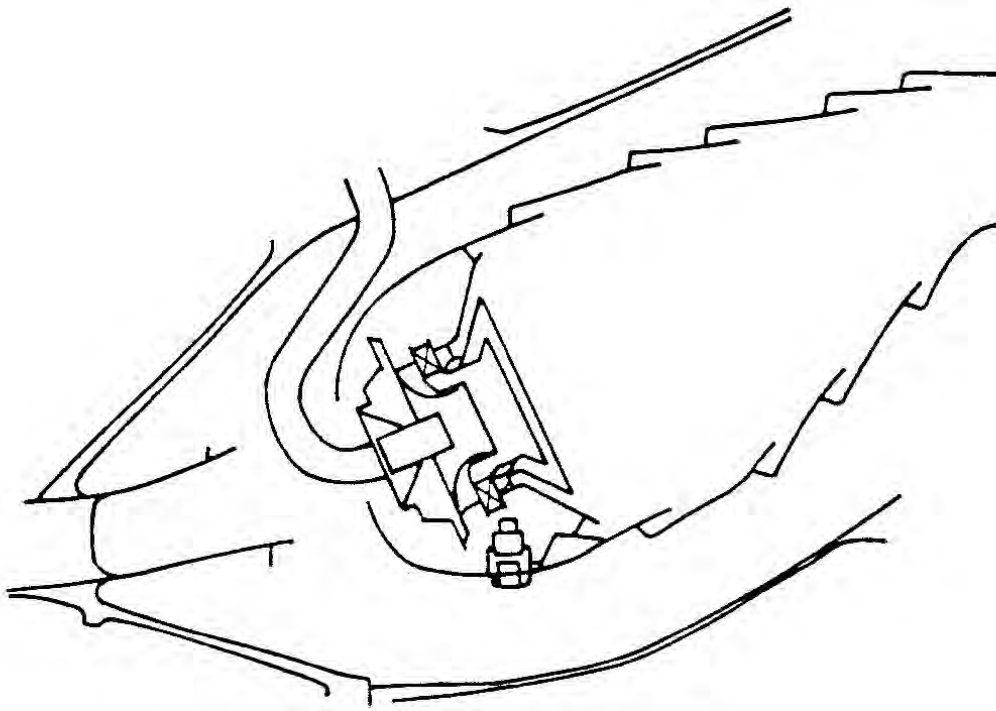



Figure 3.22: Combustore anulare del motore GE F101, da [104].

Per poter lavorare su un ampio campo di valori di portate di combustibile $\dot{m}_f$, alcuni combustori operano con due stadi, uno dei quali fa da pilota, l'altro entra in azione quando sono richieste grosse spinte. Questa configurazione, vedi fig. 3.24, offre in linea di principio anche la possibilità di contenere le emissioni di inquinanti, poiché il motore può attivare uno o due combustori per poter operare in condizioni sempre prossime a quelle che danno le minime emissioni. Un'altra possibilità, per ora solamente teorica, per ridurre le emissioni è quella di utilizzare combustori catalitici, che permetterebbero di effettuare una combustione con miscela molto povera, al di fuori dei limiti di infiammabilità, vedi par. 3.2.1. Devono però ancora essere risolti i problemi di avvelenamento ed erosione del catalizzatore, e delle elevate cadute di pressione.

Dalle figg. 3.21–3.24 si può osservare che in genere (esistono in effetti alcuni esempi contrari, vedi sotto) il raggio medio di uscita del combustore è maggiore del raggio medio di entrata. Per comprendere il motivo di questa soluzione, osserviamo che la portata di massa in ingresso al combustore è circa uguale (a rigore non esattamente, in quanto viene aggiunta una piccola quantità di combustibile) a quella in uscita, ossia

$$\rho_{in}\, u_{in}\, A_{in} \;\simeq\; \rho_{out}\, u_{out}\, A_{out} \tag{3.13}$$

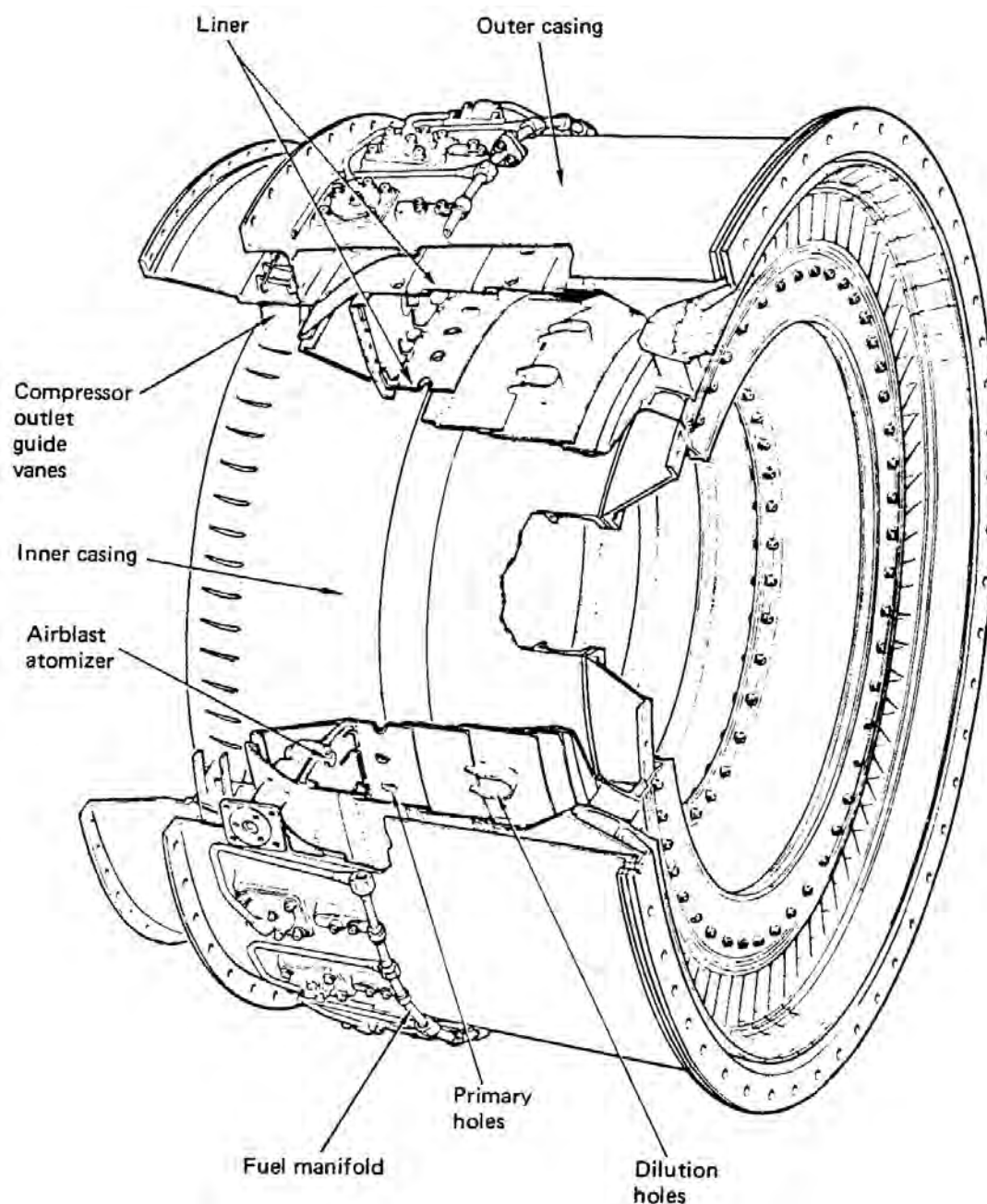



Figure 3.23: Combustore anulare del motore RB211, da [104].

essendo A_{in}, A_{out} le sezioni trasversali di passaggio del flusso all'ingresso ed all'uscita del combustore. Per quanto riguarda la velocità, essa sarà circa uguale in ingresso ed in uscita, essendo come detto vincolata al valore tipico adottato nelle turbomacchine (compressore e turbina), tipicamente intorno ai 150 m/s. La densità in uscita risulta invece nettamente inferiore a quella in entrata, a causa

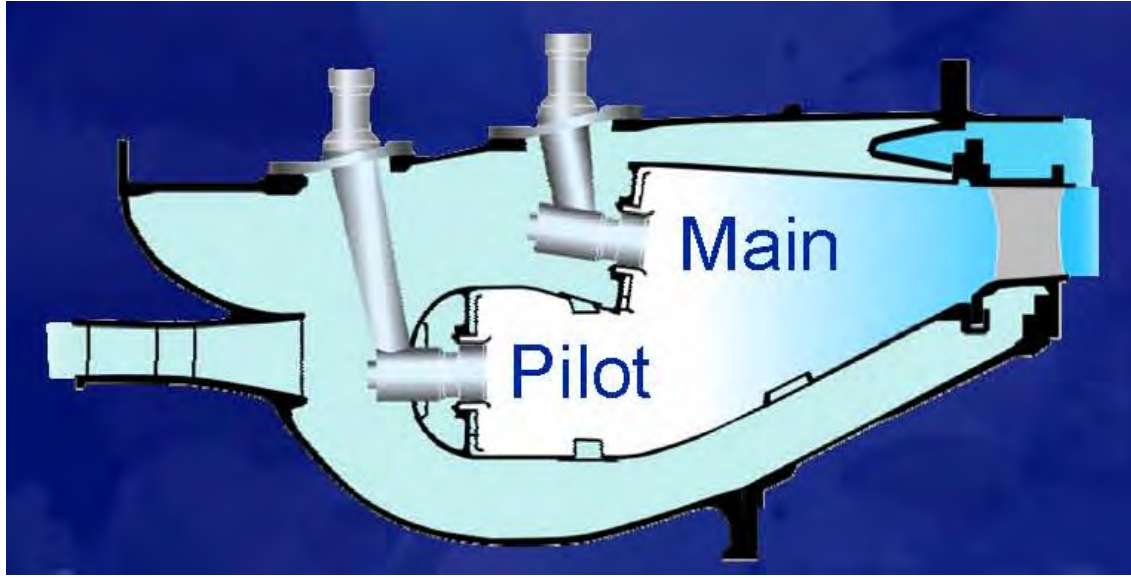



Figure 3.24: Combustore a due stadi, da [106].

dell'aumentata temperatura (mentre pressione e massa molare rimangono circa invariate in prima approssimazione). Ne segue che l'area di uscita del combustore A_{out} dovrà essere sensibilmente superiore a quella in entrata; detti R_1 ed R_2 i raggi interni ed esterni della corona circolare di uscita (avendo supposto la camera di tipo anulare), tale area può essere espressa come

$$A_{out} = \pi \, (R_2^2 - R_1^2) = 2 \, \pi \, R_m \, h \tag{3.14}$$

essendo

$$R_m = \frac{R_1 + R_2}{2} \tag{3.15}$$

il raggio medio di uscita del combustore (che coincide con il raggio medio delle palette del primo stadio della turbina), e

$$h = R_2 - R_1 \tag{3.16}$$

l'altezza della corona (che coincide con l'altezza delle palette del primo stadio della turbina). Per ottenere il valore dell'area di uscita A_{out} desiderato si può quindi giocare su R_m ed h. Si potrebbe

per esempio puntare a valori del raggio medio piccolo, per avere una macchina più compatta, ma questo porterebbe a palette lunghe, oppure al contrario a valori del raggio medio più grandi, con qualche aggravio di peso, ma palette della turbina più corte. La palette della turbina sono fortemente sollecitate dalla forza centrifuga (per l'elevata velocità di rotazione, tipicamente compresa tra i 6000 ed i 40000 giri al minuto), dall'elevata temperatura dei gas uscenti dal combustore, che determina un riscaldamento della paletta e quindi una riduzione della resistenza dei materiali, ed inoltre dagli sforzi flessionali indotti dal salto di pressione a cavallo della pala (a differenza delle palette del compressore, le quali elaborano salti di pressione molto contenuti per evitare fenomeni di distacco del flusso dalla pala, in quanto esse lavorano contro un gradiente di pressione avverso). Per contenere queste sollecitazioni, è in genere opportuno orientarsi verso palette della turbina più tozze, ossia corte, ed adottare di conseguenza valori del raggio medio in uscita dal combustore più elevati di quelli in ingresso. Considerazioni sulla limitazione delle vibrazioni delle pale possono anche contribuire ad una scelta in questo senso.

Figure 3.25: Bombardiere *stealth* Northrop Grumman B–2 Spirit. A sinistra, notare i motori entro le ali, e l'assenza di impennaggi; a destra, la prevalenza di angoli ottusi, da [110, 111].

Questa soluzione comporta però un diametro esterno della turbina più grande, cioè una maggiore sezione frontale del motore. Questo rappresenta un inconveniente per aerei militari per i quali è richiesta la *stealth* (furtività), cioè la capacità di essere difficilmente rilevabili dal nemico. In questo caso si adottano tipicamente motori 'annegati' entro la fusoliera o entro le ali, per ridurre le emissioni termiche (nell'infrarosso, che possono guidare missili anti–aereo) ed acustiche, per cui occorre contenere le dimensioni trasversali del motori, e ciò può portare alla scelta di una configurazione del combustore in cui il raggio medio di uscita del combustore è invece *minore* del raggio medio di entrata. Accanto a queste misure, un aereo *stealth* adotta una geometria basata su angoli ottusi, vedi fig. 3.25, che disperdono le onde radar in arrivo, assenza di impennaggi (che darebbero una marcata

immagine sui radar), nonché altre misure (superfici ricoperte da materiali assorbenti le onde radar, rotte senza virate strette, etc.).

3.2 Fondamenti di combustione

La combustione è una reazione esotermica tra combustibile ed ossidante, che può avvenire in regime nonpremiscelato (detta anche combustione diffusiva) se combustibile ed ossidante sono immessi in camera di combustione in due flussi separati, oppure premiscelato, se combustibile ed ossidante sono miscelati tra loro prima di essere iniettati in camera di combustione, vedi fig. 3.26. Nel primo caso (nonpremiscelato) il valore *locale* del rapporto di equivalenza in camera φ, definito come

$$\varphi = \frac{F/O}{(F/O)_{st}} \tag{3.17}$$

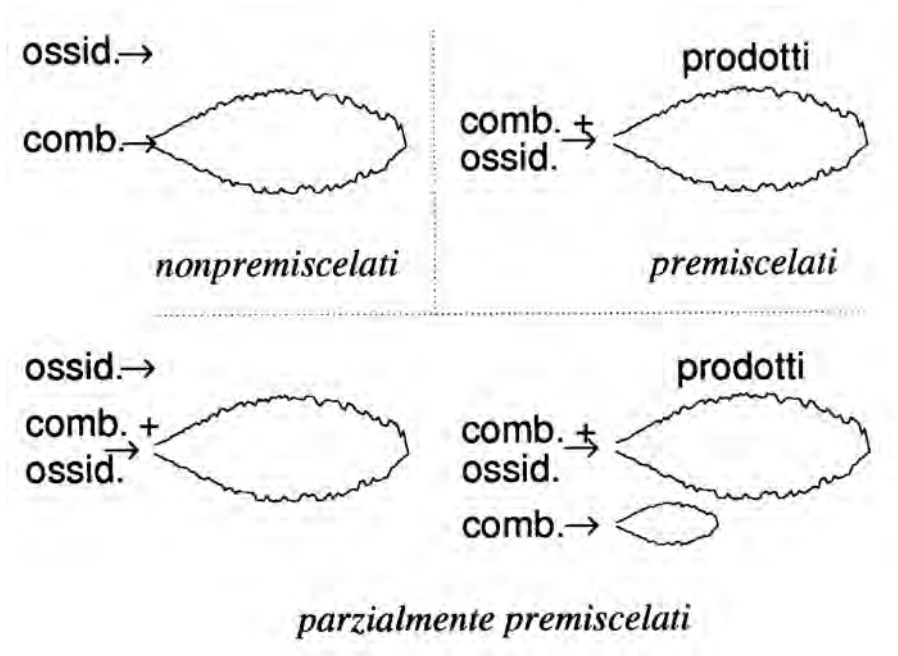



Figure 3.26: Fiamme con reagenti nonpremiscelati, premiscelati, parzialmente premiscelati.

(essendo F ed O la massa di combustibile ed ossidante – cioè aria, rispettivamente; l'indice *st* indica le condizioni stechiometriche) spazia l'intero campo tra 0 (nel flusso di ossidante in ingresso) ed ∞

(nel flusso di combustibile), e la fiamma si stabilisce intorno ai punti in cui combustibile ed ossidante, diffondendo uno verso l'altro, raggiungono una composizione più o meno stechiometrica (situazione tipica di molte turbine a gas, ed in prima approssimazione dei motori diesel); questo permette di ancorare stabilmente la fiamma. Nel secondo caso (premiscelato) φ assume invece un unico valore, uniforme in camera, e la fiamma non ha un punto di ancoraggio preferenziale (la combustione può avvenire indifferentemente in qualsiasi punto, per effetto dell'accensione della miscela per contatto con i prodotti caldi) per cui è più difficile da controllare in condizioni stazionarie (nei motori alternativi a benzina, in cui la fiamma comunque *non* è stazionaria, l'accensione è comandata dalla scintilla della candela). Per ancorare con sicurezza una fiamma premiscelata in regime stazionario, si utilizza nelle turbine a gas un ulteriore getto di combustibile che forma una fiamma pilota; in questo caso si parla di combustione parzialmente premiscelata (in basso a destra in fig. 3.26). Poiché la fiamma premiscelata primaria opera sempre con eccesso di aria (φ <1), i suoi prodotti di combustione contengono ancora ossidante, che alimenta quindi la combustione della fiamma del getto di combustibile iniettato dal pilota.

La combustione nelle turbine a gas avviene sempre in regime turbolento, infatti una rozza stima del numero di Reynolds, assumendo densità in camera[23] $\sim$ 2 kg/m^3, velocità $\sim$ 30 m/s, dimensione trasversale del combustore $\sim$ 0,1 m, viscosità dinamica $\sim 6 \cdot 10^{-5}$ Pa s, porta a valori dell'ordine di 10^5:

$$Re \; = \; \frac{\rho\, u\, D}{\mu} \; \simeq \; \frac{2 \, \cdot \, 30 \, \cdot \, 0,1}{6 \, \cdot \, 10^{-5}} \; \simeq \; 100\,000 \tag{3.18}$$

Abbiamo qui adottato per il coefficiente di viscosità dinamica l'espressione di Sutherland

$$\mu \; = \; 1,458 \, \cdot \, 10^{-6} \, \frac{T^{3/2}}{T \, + \, 110,4} \tag{3.19}$$

con T in K e μ in Pa s, espressione valida in realtà per l'aria, ma che possiamo ritenere in prima approssimazione valida anche per i prodotti di combustione, composti in massima parte appunto di aria essendo il rapporto combustibile/aria f in genere minore od eguale a 0,02. Ipotizzando una

[23]Per esempio per un motore del tipo del Rolls–Royce Trent adottato dall'Airbus 380, con rapporto di compressione globale β_o pari a 39, ipotizzando una quota di volo di 10000 m (ove la pressione ambiente vale 26,5 kPa) ed una temperatura media rappresentativa in camera di 1800 K (in realtà essa varia tra p. es. 2500 K nella zona primaria e 1400 K all'uscita della zona di diluizione), si ha dall'equazione di stato dei gas perfetti $\rho \, = \, \frac{\beta_o \, p_a}{R T} \, = \, \frac{39 \, \cdot \, 26,5 \, \cdot \, 10^3}{287 \, \cdot \, 1800} \, \simeq$ 2 kg/m^3.

temperatura in camera di poco meno di 2000 K, si ottiene il valore di μ sopra assunto. Questi elevati valori del numero di Reynolds portano ad una intensa turbolenza, che risulta molto efficace nel mescolare tra loro combustibile ed ossidante, permettendo in tal modo di contenere la lunghezza della camera di combustione, quindi il peso del motore. Va comunque sottolineato che la camera di combustione deve *necessariamente* operare in regime turbolento; infatti, fissata la portata in massa $\dot{m}$ attraverso il combustore (supposto per semplicità di forma cilindrica, di diametro D e area trasversale A)

$$\dot{m} \;=\; \rho\, u\, A \;=\; \rho\, u\, \frac{\pi\, D^2}{4} \qquad (3.20)$$

si può esprimere il numero di Reynolds nella forma

$$Re \;=\; \frac{\rho\, u\, D}{\mu} \;=\; \frac{4\, \dot{m}}{\pi\, \mu\, D} \qquad (3.21)$$

Il numero di Reynolds risulta quindi inversamente proporzionale al diametro del combustore. Per riportarlo dal valore (3.18) ad un valore tale consentire deflusso laminare (quindi $Re < 3000$) occorrerebbe quindi aumentare il diametro del combustore di oltre 30 volte, con conseguenze evidentemente intollerabili su peso del motore, ingombro, resistenza aerodinamica, lunghezza e peso del carrello di atterraggio.

I fattori che limitano il rilascio di calore in camera di combustione sono sia chimici che fisici. La velocità con la quale avvengono le reazioni chimiche limita infatti il tasso di reazione (ossia la massa di combustibile che brucia nell'unità di tempo, per unità di volume). Tuttavia, prima che possa avvenire la combustione, occorre che siano completati alcuni processi fisici, come evaporazione delle goccioline di combustibile e miscelamento tra vapori di combustibile ed aria, dovuto principalmente alla turbolenza, ed in particolare la diffusione tra i vapori di combustibile e l'aria in fiamme non-premiscelate. Inoltre, lo scambio di calore tra gas caldi e pareti del combustore limita la quantità di calore che viene trasferita al fluido operativo.

Il combustibile per motori a getto è in realtà una miscela di migliaia di specie chimiche; volendo darne una rappresentazione semplificata, esso può essere approssimato come una miscela di n–decano $C_{10}H_{22}$ e toluolo C_7H_8. Consideriamo ad esempio la combustione di n–decano ed aria, al fine di determinare in particolare quale deve essere la concentrazione del combustibile nell'aria per avere combustione stechiometrica. I principali componenti dell'aria sono indicati in tab. 3.2 (in termini di frazioni molari X_i)

specie chimica	X_i (in %)	(massa molare in kg/kmol)
N_2	78,08 %	($\mathcal{M}_{N_2}$ = 28,0134)
O_2	20,95 %	($\mathcal{M}_{O_2}$ = 31,9988)
Ar	0,934 %	($\mathcal{M}_{Ar}$ = 39,948)
CO_2	0,040 %	($\mathcal{M}_{CO_2}$ = 44,00995)

Table 3.2: Composizione dell'aria.

L'aria, trascurando alcuni componenti presenti in concentrazione molto bassa, può quindi essere approssimata come una miscela di 21% di ossigeno, e 79% di azoto; si hanno pertanto $79/21 \simeq 3{,}76$ molecole di azoto N_2 per ogni molecola di O_2. La massa molare dell'aria risulta quindi

$$\mathcal{M}_{\rm aria} \;=\; \sum_i X_i \mathcal{M}_i \;=\; 28,9645 \;\simeq\; 29 \;\; \mathrm{kg/kmol} \tag{3.22}$$

La massa molare dello n–decano si può invece facilmente determinare a partire dallla massa atomica degli elementi che lo costituiscono e risulta

$$\mathcal{M}_{\rm C_{10}H_{22}} \;=\; 10 \cdot \mathcal{M}_C \,+\, 22 \cdot \mathcal{M}_H \;=\; 10 \cdot 12,01115 \,+\, 22 \cdot 1,00797 \;=\; 142,287 \;\; \mathrm{kg/kmol} \tag{3.23}$$

Nella combustione stechiometrica del decano, ogni atomo di carbonio si ossida a CO_2 (richiedendo quindi una molecola di O_2), mentre due atomi di idrogeno si ossidano per dare H_2O (richiedendo per questo mezza molecola di O_2):

$$\mathrm{C_{10}H_{22}} \,+\, 15,5\;(\mathrm{O_2} \,+\, 3,76\,\mathrm{N_2}) \;\rightarrow\; 10\,\mathrm{CO_2} \,+\, 11\,\mathrm{H_2O} \,+\, 58,28\,\mathrm{N_2} \tag{3.24}$$

Per bruciare completamente una molecola di n–decano occorrono quindi 10 molecole di O_2 per ossidare i 10 atomi di carbonio, e 5,5 molecole di O_2 per ossidare i 22 atomi di idrogeno (cioè le 11 coppie di atomi di idrogeno), per un totale di 15,5 molecole; ad ogni molecola di O_2 sono poi associate 3,76 molecole di N_2. La reazione stechiometrica richiede quindi, per ogni molecola di n–decano, 15,5 molecole di O_2 e $15{,}5 \cdot 3{,}76 = 58{,}28$ molecole di N_2; da questo si ricava facilmente la frazione molare di n–decano in una miscela stechiometrica:

$$X_{\rm C_{10}H_{22},st} \;=\; \frac{1}{1 \,+\, 15,5 \,+\, 58,28} \;=\; 0,0134 \tag{3.25}$$

L'analoga frazione di massa può facilmente essere ricavata considerando le masse molari delle singole specie; la massa della singola chilomole di n–decano è 142,287 kg, quella delle 15,5 chilomoli di O_2 risulta $15{,}5 \cdot 31{,}9988 \simeq 496$ kg, etc., quindi si ricava

$$Y_{C_{10}H_{22},st} \; = \; \frac{142,287}{142,287 \, + \, 496 \, + \, 1632,6} \; = \; 0,0625 \tag{3.26}$$

ossia 1/16, per cui una miscela stechiometrica sarà costituita da una parte (in massa) di n–decano e 15 parti di aria.

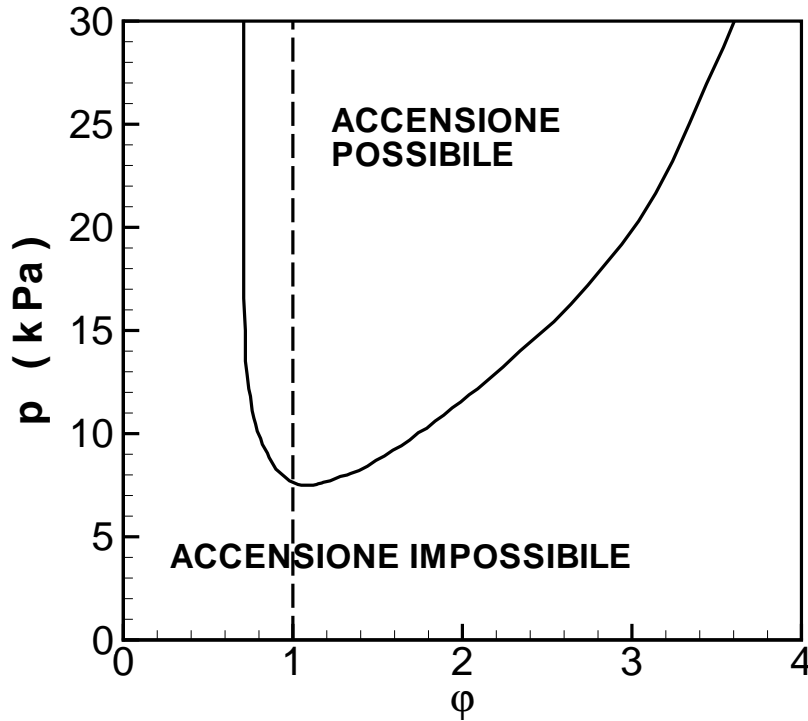



Figure 3.27: Limiti di infiammabilità di una miscela combustibile/aria, a temperatura ambiente.

3.2.1 Limiti di infiammabilità

La combustione di una miscela di combustibile ed aria può avvenire solo se il rapporto di equivalenza della miscela è compreso entro i cosidetti *limiti di infiammabilità*. Tali limiti di infiammabilità

possono essere appropriatamente espressi in termini del rapporto di equivalenza definito dalla (3.17).[24]

Per esempio, per una miscela di n–decano ed aria alla pressione atmosferica ed a *temperatura ambiente*, la combustione può avvenire solo se il rapporto di equivalenza risulta compreso nel campo

$$0,75 \;\leq\; \varphi \;\leq\; 6 \qquad (3.32)$$

I limiti di infiammabilità si ampliano (in particolare sul lato ricco, $\varphi > 1$) con la pressione, come si può vedere dalla fig. 3.27. Poiché nella combustione nonpremiscelata il valore locale di φ come detto spazia l'intero campo tra zero ed infinito, esistono sicuramente zone ove le condizioni di infiammabilità sono rispettate (purché ovviamente la pressione sia al disopra del minimo dell'inviluppo di infiammabilità). In combustione premiscelata invece la combustione avviene solo se la composizione della miscela è entro i limiti di infiammabilità, condizione questa che contribuisce a rendere questo

[24] Talvolta i limiti di infiammabilità vengono riportati in altri termini, per esempio:

1. mediante il rapporto combustibile/aria $f = F/O$, legato quindi a φ dalla relazione

$$\varphi \;=\; \frac{f}{f_{st}} \qquad (3.27)$$

2. mediante la frazione di massa di combustibile Y_f nella miscela, per cui il rapporto di equivalenza si può scrivere (essendo evidentemente $Y_o = 1 - Y_f$ la frazione di massa dell'ossidante – aria) come

$$\varphi \;=\; \frac{Y_f/(1 - Y_f)}{(F/O)_{st}} \qquad (3.28)$$

3. in termini di frazione molare X_f del combustibile nella miscela, legata alla precedente dalla (2.5), per cui, essendo $X_o = 1 - X_f$ la frazione molare dell'ossidante, si ha $Y_f \;=\; (X_f\,\mathcal{M}_f)/[X_f\,\mathcal{M}_f \,+\, (1 - X_f)\,\mathcal{M}_o]$, dalla quale

$$Y_f \;=\; \left[1 \,+\, \frac{1 - X_f}{X_f}\,\frac{\mathcal{M}_o}{\mathcal{M}_f}\right]^{-1} \qquad (3.29)$$

dalla quale si può poi risalire al rapporto di equivalenza tramite la (3.28);

4. occasionalmente si può trovare impiegato il rapporto

$$\frac{X_o}{X_f} \;=\; \frac{1 - X_f}{X_f} \;=\; \frac{1}{X_f} \,-\, 1 \qquad (3.30)$$

dalla quale

$$X_f \;=\; \frac{1}{1 \,+\, X_o/X_f} \qquad (3.31)$$

Si possono poi applicare le (3.29,3.28) per risalire al rapporto di equivalenza.

regime di combustione meno stabile (per effetto di possibili fluttuazioni di φ quando la composizione di miscela è prossima ai limiti di infiammabilità).

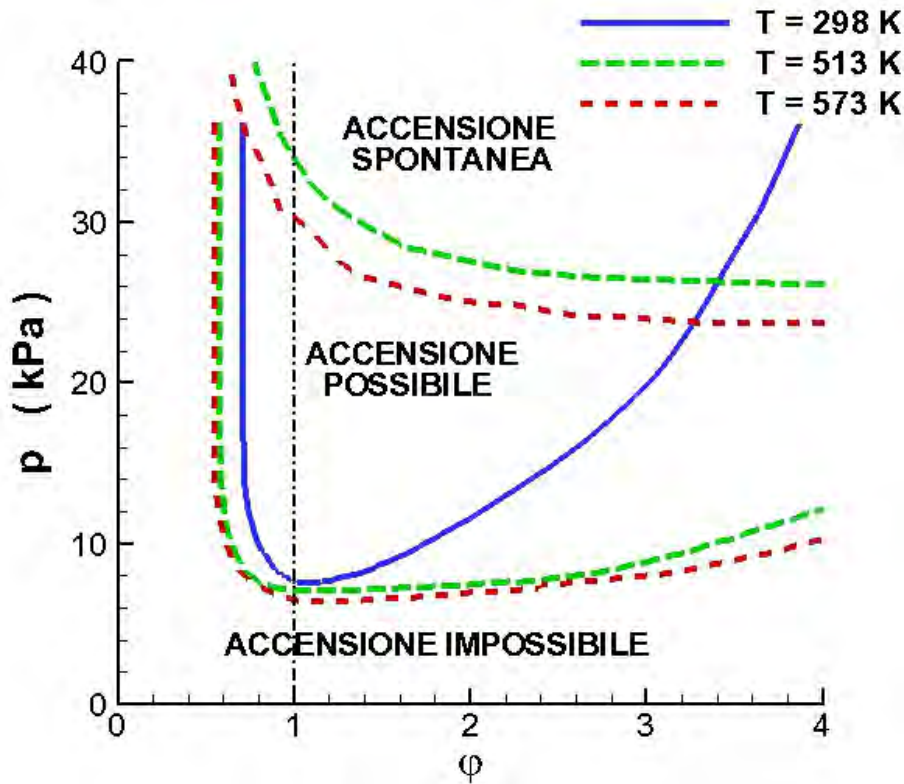



Figure 3.28: Limiti di infiammabilità di una miscela combustibile/aria, a differenti temperature della miscela (inter/estrapolata da varie fonti).

I limiti di infiammabilità dipendono però anche dalla temperatura iniziale della miscela combustibile/aria. Questo effetto è molto importante nelle turbine a gas, nelle quali l'aria viene compressa (e quindi riscaldata) prima di essera immessa in camera di combustione, per cui la temperatura T_3 può assumere valori indicativamente tra i 600 e gli 850 K (ovviamente i valori più alti si riferiscono al livello del suolo, ove l'aria ambiente è più calda). La fig. 3.28 riporta indicativamente l'andamento dell'inviluppo di infiammabilità per vari valori della temperatura della miscela (298 K = 25 °C, 513 K = 240 °C, 573 K = 300 °C). Si noti che i limiti di infiammabilità si allargano, all'aumentare della temperatura della miscela, sia sul lato povero ($\varphi < 1$) che sul lato ricco ($\varphi > 1$), ma l'allargamento è contenuto sul lato povero, mentre è molto sensibile sul lato ricco). Si osserva comunque che l'accensione della miscela è possibile, per miscele combustibile/aria calde, a partire da valori di φ ben più bassi di quelli indicati in fig. 3.27 (relativa come detto ad una miscela a temperatura ambiente). Per alte temperature iniziali della miscela combustibile/aria ed alte pressioni, si può poi avere

accensione spontanea (autoignizione) della miscela, senza cioè bisogno di fonti di ignizione.

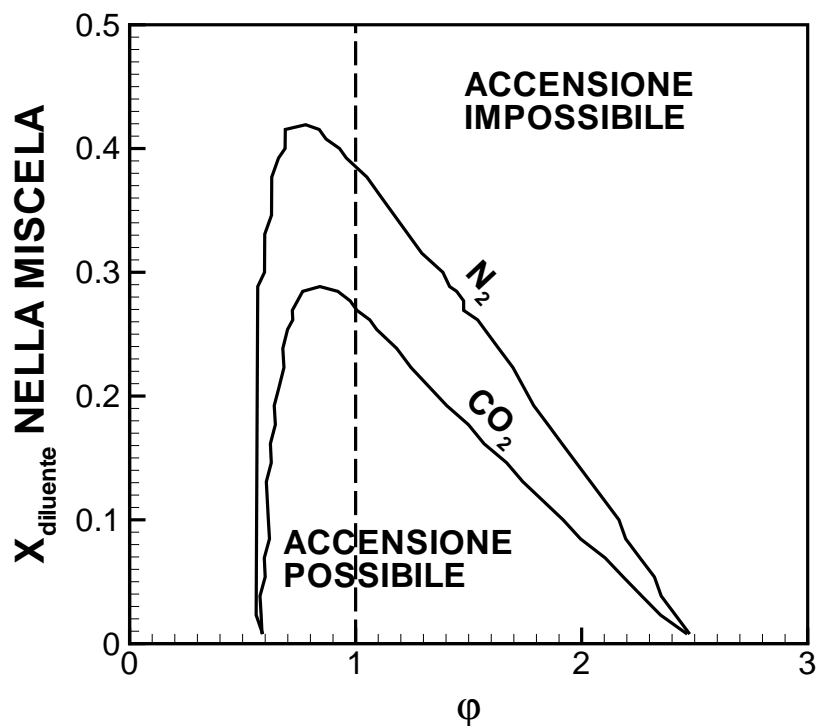



Figure 3.29: Limiti di infiammabilità di una miscela propano/aria diluita con CO_2 oppure N_2, per p = 1 atm, T = 298,15 K (adattata da [112]).

Rischio di esplosione nei serbatoi

La pressione di vapore di un liquido (quindi in particolare del combustibile) è una funzione crescente della temperatura, vedi fig. 3.41. Se quindi si ha combustibile in un serbatoio chiuso non completamente pieno, al crescere di T cresce anche la concentrazione dei vapori di combustibile nell'aria al disopra del pelo libero del combustibile (liquido). La temperatura alla quale tale concentrazione dei vapori raggiunge il limite inferiore di infiammabilità (alla pressione atmosferica) individua il cosidetto *flash point*. Il campo di infiammabilità si restringe se nell'aria contenuta nei serbatoi viene iniettato un gas inerte (che funge da zavorra termica, ossia non genera calore ma al contrario in caso di accensione lo assorbe in virtù della sua capacità termica, abbassando in tal modo la temperatura), come si può vedere (per fissati valori di pressione e temperatura) dalla fig. 3.29. Sono considerati come possibili additivi inerti l'anidride carbonica e l'azoto; al disopra di una certa concentrazione di questi

inerti la miscela non risulta comunque accendibile, qualunque sia la concentrazione di combustibile. Sembrerebbe a prima vista che utilizzare l'anidride carbonica comporti una minore quantità di inerte rispetto all'azoto, ma la concentrazione in ordinata è riportata in termini di frazioni *molari*; passando alle frazioni di massa, si troverebbe che la massa di anidride carbonica richiesta può essere superiore a quella di azoto, a causa della massa molare della CO_2 (circa 44 kg/kmol) nettamente maggiore di quella di N_2 (circa 28 kg/kmol). Inoltre l'anidride carbonica pone altri problemi: presenta una certa solubilità nel combustibile, ed a temperature al disotto di -78 °C (situazione ipoteticamente possibile in voli sull'Antartico, vedi fig. 2.44) sublima, per cui può ostruire le linee del combustibile; l'azoto invece liquefa a -196 °C, per cui non sussistono problemi di questo genere.

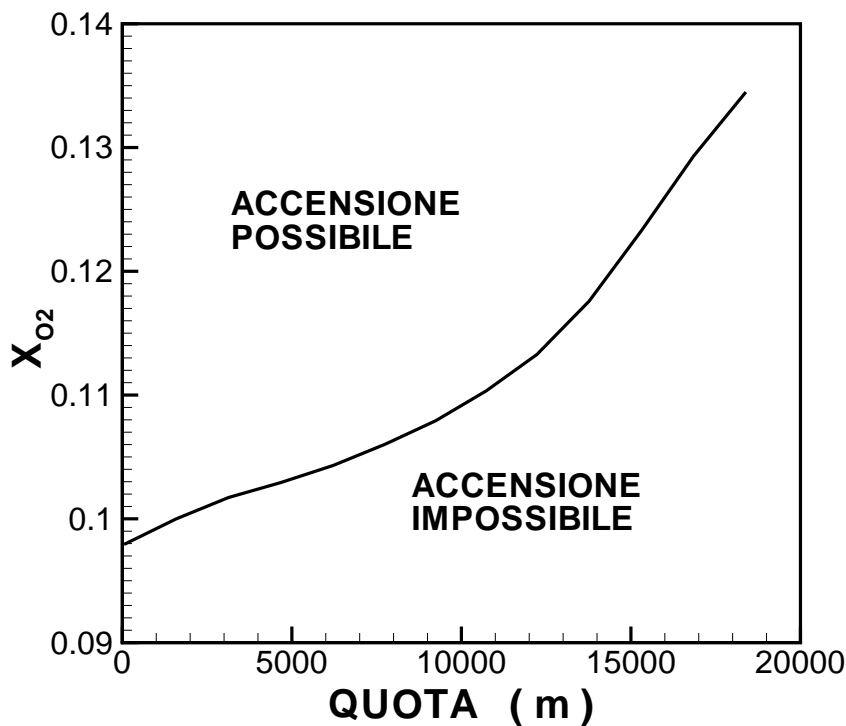



Figure 3.30: Concentrazione di O_2 al disotto della quale l'accensione di una miscela contenente vapori di JP–4 è impossibile (diluente N_2; adattata da [112]).

L'introduzione di un inerte (azoto) nei serbatoi viene effettuata di routine negli aerei militari per diminuire il rischio di esplosioni accidentali, o dovute a proiettili; poiché essi possono volare ad alta quota z, ove la pressione $p(z)$ è molto bassa, la frazione molare di combustibile nei vapori

$$X_f = \frac{p_{vap}(T)}{p(z)} \tag{3.33}$$

può diventare importante, e determinare condizioni di infiammabilità della miscela aria/vapori. Dalla fig. 3.30 si può desumere, per ogni valore della quota di volo z, la concentrazione di ossigeno nei vapori nello spazio libero dei serbatoi al disotto della quale l'accensione della miscela vapori di combustibile (in questo caso JP–4, usato negli aerei militari) e aria più inerte risulta impossibile, e quindi la quantità di inerte da iniettare nei serbatoi. Si può in particolare constatare che se nella miscela vapori/(aria+inerte) viene immesso inerte in quantità sufficiente da tenere la concentrazione di ossigeno sempre al disotto del 9%, l'accensione di tale miscela risulta impossibile a qualsiasi quota. Studi più recenti hanno tuttavia accertato che è sufficiente tenere la concentrazione di ossigeno al disotto del 12% [113]. Negli aerei militari l'azoto può per esempio essere stivato allo stato liquido (criogenico) in adatti serbatoi, sistema non proponibile negli aerei di linea per problemi di costi legati all'acquisizione e gestione dell'azoto liquido ed alla riduzione del carico utile. Negli aerei civili, che volano a quote più basse, il problema era ritenuto non rilevante fino al 1996, quando in una calda giornata di luglio un aereo della TWA esplose in volo poco dopo il decollo per questo motivo.

La fig. 3.31 aiuta a comprendere come possa essersi generata tale esplosione. Essa riporta, per due differenti tipi di combustibile, come evolve la temperatura del combustibile durante il volo, ed anche la relativa quota di volo. Consideriamo dapprima il caso (di gran lunga più comune) del combustibile Jet–A. Per effetto della salita in quota, la pressione $p(z)$ che compare a denominatore della (3.33) decresce; la temperatura del combustibile decresce anch'essa, e con essa il numeratore della (3.33), vedi fig. 3.41. Tuttavia il combustibile, salendo in quota – ove la temperatura ambiente è bassa, si raffredda piuttosto lentamente a causa della sua capacità termica, per cui in effetti il numeratore della (3.33) decresce lentamente, e prevale l'effetto della rapida diminuzione del denominatore, che porta ad un notevole aumento della concentrazione X_f di combustibile nei vapori, con conseguente possibilità di raggiungere le condizioni di infiammabilità della miscela (area compresa tra le curve *lean limit* e *rich limit*, limite inferiore e superiore di infiammabilità) poco dopo il decollo, specie se la temperatura del combustibile è relativamente alta (per effetto di un'alta temperatura al suolo). Successivamente, durante la fase di volo di crociera la temperatura del combustibile si abbassa progressivamente tendendo ad un'asintoto (riducendo quindi la X_f nei vapori dei serbatoi), per poi risalire per effetto della discesa in vista dell'atterraggio. Utilizzando il combustibile Jet–B, più volatile, le condizioni di potenziale infiammabilità possono mantenersi per quasi tutta la durata del volo (in fase di salita si può addirittura superare il limite superiore di infiammabilità). Si osservi che in ogni caso durante la fase di crociera la quota di volo aumenta progressivamente, sia pur lievemente, per effetto della

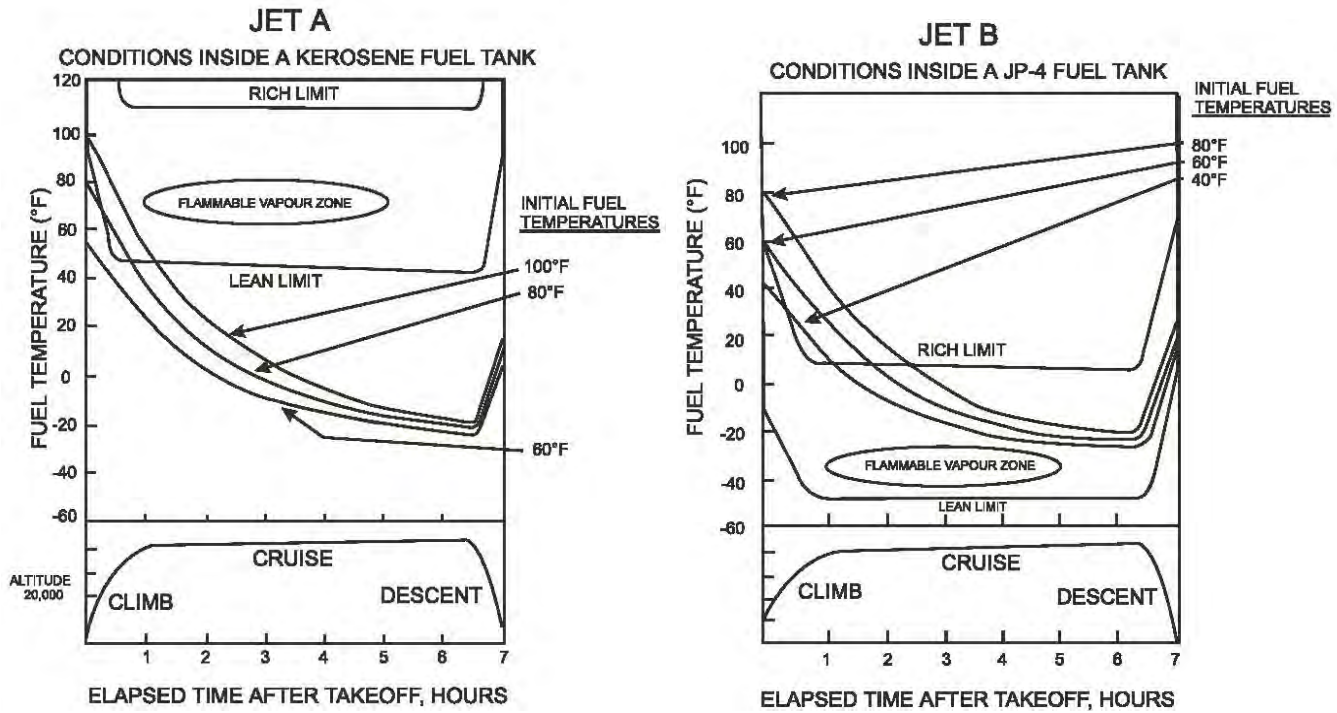



Figure 3.31: Evoluzione temporale tipica della temperatura del combustibile in volo, e conseguenti situazioni di rischio per combustibile Jet–A (a sinistra) e Jet–B (a destra), da [114].

diminuzione della massa dell'aereo dovuta al consumo di combustibile; infatti, affinché la portanza

$$L \;=\; c_L \, \frac{\rho(z)\, V_0^2}{2} \, S_{wing} \tag{3.34}$$

(essendo c_L il coefficiente di portanza e S_{wing} la superficie alare) continui ad eguagliare il peso (decrescente) dell'aereo, occorrerà volare a quote z progressivamente più alte, ove la densità è più bassa.

Dopo l'incidente citato, si è cercata una via per evitarne il ripetersi. Poiché tuttavia negli aerei civili i fattori economici sono al primo posto, si doveva cercare una soluzione più economica di quelle adottate sugli aerei militari. L'alternativa che è stata individuata, e che dovrà essere adottata da tutti gli aerei civili nei prossimi anni, è quella di iniettare nei serbatoi aria arricchita in azoto, ricavata facendo passare l'aria atmosferica attraverso una serie di membrane porose. Poiché, secondo la teoria dei gas perfetti, la velocità quadratica media di una molecola del gas i è data dalla relazione

$$\frac{1}{2}\mathcal{M}_i\, v_i^2 \;=\; \frac{n_f}{2}\mathcal{R}\,T \tag{3.35}$$

essendo n_f il numero di gradi di libertà della molecola (p. es. uguale a tre per molecole monoatomiche, cinque per molecole biatomiche[25] come N_2 ed O_2 – principali costituenti dell'atmosfera, etc.) per cui

$$v_i \;=\; \sqrt{n_f\,\frac{\mathcal{R}}{\mathcal{M}_i}T} \tag{3.36}$$

le molecole di minore massa molare risultano avere maggiore velocità, perché l'energia cinetica tende ad equiripartirsi tra tutte le molecole. L'aria che riesce a filtrare attraverso una membrana porosa risulta di conseguenza lievemente arricchita nel componente leggero (azoto, di massa molare 28,0134 kg/kmol) ed impoverita del componente pesante (ossigeno, di massa molare 31,9988 kg/kmol). Ripetendo l'operazione più volte, si riesce a conseguire il livello di arricchimento in azoto desiderato[26]. Il costo stimato dell'adozione di tali impianti varia tra i 77 000 ed i 606 000 $ per aereo, a seconda della sua taglia [115].

3.2.2 Descrizione della chimica

Le reazioni chimiche comportano in genere un rilascio (in senso algebrico) di calore, che in chimica viene preso come positivo se il calore è effettivamente *rilasciato* (reazione esotermica) e negativo se esso è assorbito (reazione endotermica); si osservi però che in termodinamica il calore viene assunto positivo se *assorbito* dal sistema reagente, per cui l'entalpia di reazione risulta uguale ed opposta al calore di reazione (vedi anche 3.100)

$$\Delta h_R \;=\; -\,Q_R \tag{3.37}$$

Una notazione generale per una reazione comporta l'identificazione delle specie chimiche, indicate genericamente come M_i, che intervengono (tanto come reagenti che come prodotti, con $i = 1, 2, ..., N$,

[25] Questo risultato vale a temperatura ambiente; ad alte temperature si eccitano ulteriori gradi di libertà (vibrazionali).

[26] Incidentalmente, la stessa procedura è adottata dagli impianti di arricchimento dell'uranio basati sul processo di diffusione, nei quali l'uranio viene fatto fluire sotto forma di gas esafluoruro, e si vuole arricchire il gas nel componente che contiene l'isotopo 235 dell'uranio, fissile, a scapito dell'isotopo 238, non fissile.

essendo quindi N il numero totale di specie chimiche presenti nel sistema), e dei rispettivi coefficienti stechiometrici come reagenti, indicati come ν'_i, e come prodotti, ν''_i (presumibilmente molti di questi coefficienti saranno nulli). Per esempio, per la reazione di combustione dello n–decano in ossigeno

$$\mathrm{C_{10}H_{22}} + 15,5\,\mathrm{O_2} \rightarrow 10\,\mathrm{CO_2} + 11\,\mathrm{H_2O} + Q_R \tag{3.38}$$

posto $\mathrm{M_1} = \mathrm{C_{10}H_{22}}$, $\mathrm{M_2} = \mathrm{O_2}$, $\mathrm{M_3} = \mathrm{CO_2}$, $\mathrm{M_4} = \mathrm{H_2O}$, si ha per i reagenti $\nu'_1 = 1$, $\nu'_2 = 15{,}5$, $\nu'_3 = 0$, $\nu'_4 = 0$, e per i prodotti $\nu''_1 = 0$, $\nu''_2 = 0$, $\nu''_3 = 10$, $\nu''_4 = 11$. La generica reazione potrà pertanto scriversi come

$$\sum_{i=1}^{N} \nu'_i\,\mathrm{M}_i \rightarrow \sum_{i=1}^{N} \nu''_i\,\mathrm{M}_i \tag{3.39}$$

La situazione sopra delineata contempla solo la trasformazione di reagenti in prodotti, ma in realtà ciascuna reazione avviene nei due sensi, è cioè reversibile. Quando (come sempre avviene) in un sistema si hanno molte reazioni che procedono contemporaneamente, si possono o contare separatamente i passi di reazioni in avanti (*forward*) ed all'indietro (*backward*)[27], nel qual caso si adotta la notazione (3.39) con la freccia che va da sinistra verso destra, oppure si possono intendere inclusi per ciascuna reazione tanto il passo *forward* che quello *backward*, nel qual caso si adottano le freccie in entrambi i sensi (è ovvio che in questo secondo caso il numero totale di reazioni risulta essere la metà rispetto al caso precedente), per cui si scrive

$$\sum_{i=1}^{N} \nu'_i\,\mathrm{M}_i \leftrightharpoons \sum_{i=1}^{N} \nu''_i\,\mathrm{M}_i \tag{3.40}$$

Si possono adottare tre livelli di descrizione della chimica; procedendo dal più rozzo al più dettagliato, essi sono "*mixed is burnt*" (dizione con la quale si intende che tutto il combustibile che si mescola con l'ossidante brucia), chimica in equilibrio, e chimica a velocità finita.

- Combustione "*mixed is burnt*". Come esempio di schematizzazione della combustione secondo il modello *mixed is burnt*, riportiamo il caso di combustione di cherosene (approssimato [116] come una miscela di 89% n–decano, 11% toluolo – percentuali in massa, da indicare quindi come

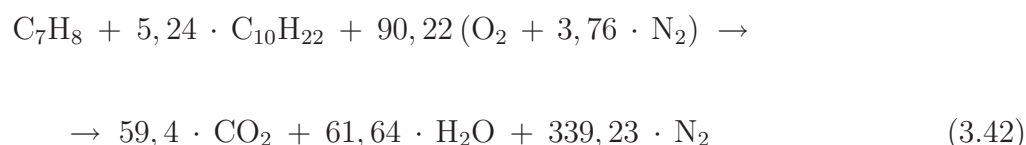
[27] Il passo in avanti viene spesso anche indicato come *diretto* (*direct*), e quello all'indietro come *inverso* (*reverse*).

$Y_{C_{10}H_{22}}$ e $Y_{C_7H_8}$) in aria. In un kg di cherosene ci saranno pertanto $n_{C_{10}H_{22}} = Y_{C_{10}H_{22}}/\mathcal{M}_{C_{10}H_{22}}$ kmol di n–decano e $n_{C_7H_8} = Y_{C_7H_8}/\mathcal{M}_{C_7H_8}$ kmol di toluolo; si può facilmente trovare che il rapporto tra numero di moli di n–decano e toluolo

$$\frac{n_{C_{10}H_{22}}}{n_{C_7H_8}} = \frac{Y_{C_{10}H_{22}}/\mathcal{M}_{C_{10}H_{22}}}{Y_{C_7H_8}/\mathcal{M}_{C_7H_8}} = \frac{0,89/142,287}{0,11/92,142} \qquad (3.41)$$

vale 5,24. Facendo riferimento alla combustione di una kmol di toluolo e delle 5,24 kmol di n–decano ad esse associate, si trova che per combustione *stechiometrica* sono necessarie 7 + 5,24 · 10 = 59,4 kmol di O_2 per ossidare completamente il carbonio, e 8/4 + 5,24 · 22/4 = 30,82 kmol di O_2 per ossidare completamente l'idrogeno (si ricordi che ogni atomo di idrogeno richiede mezzo atomo di ossigeno, quindi un quarto di molecola di O_2), per un totale di 90,22 kmol di O_2, alle quali nell'aria sono associate 3,76 · 90,22 = 339,23 kmol di N_2:

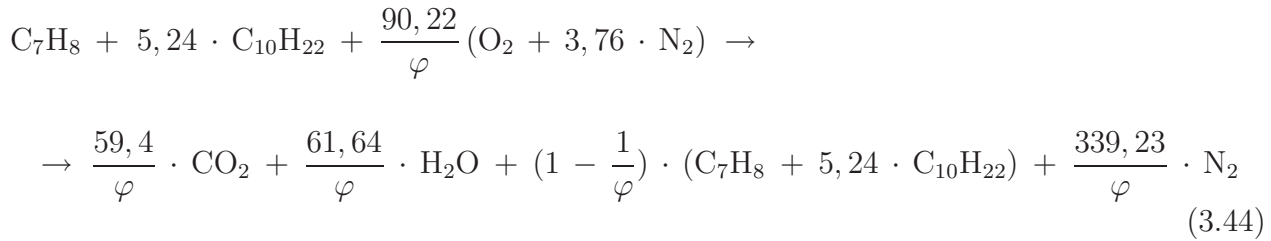
$$\mathrm{C_7H_8} + 5,24 \cdot \mathrm{C_{10}H_{22}} + 90,22\,(\mathrm{O_2} + 3,76 \cdot \mathrm{N_2}) \rightarrow$$

$$\rightarrow 59,4 \cdot \mathrm{CO_2} + 61,64 \cdot \mathrm{H_2O} + 339,23 \cdot \mathrm{N_2} \qquad (3.42)$$

Se invece la combustione *non* è stechiometrica, *fissata la quantità di combustibile* (1 kmol di toluolo e 5,24 kmol di n–decano nel caso considerato), la quantità di ossidante sarà inversamente proporzionale a φ, essendo, per la definizione (3.17) di questa grandezza

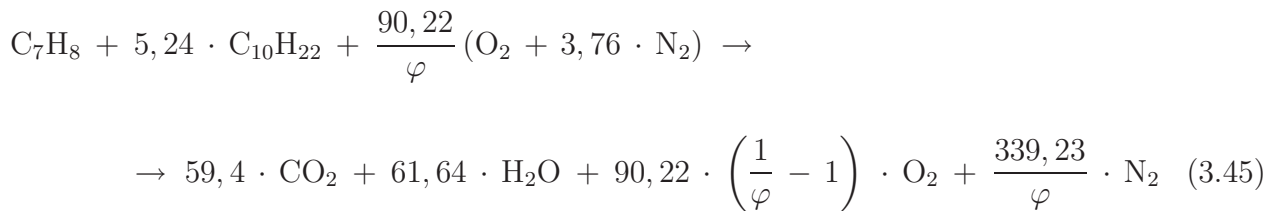
$$O = \frac{1}{\varphi} \frac{F}{(F/O)_{st}} \qquad (3.43)$$

Se la combustione è *ricca* ($\varphi > 1$), rimarrà quindi combustibile incombusto; per ogni kmol di combustibile, si ha infatti a disposizione $1/\varphi$ (< 1) volte il quantitativo di aria necessario, per cui solo $1/\varphi$ kmol di combustibile bruciano, mentre le rimanenti (1-1/φ) rimangono incombuste, per cui nel caso in questione si può scrivere:

$$C_7H_8 \; + \; 5,24 \, \cdot \, C_{10}H_{22} \; + \; \frac{90,22}{\varphi} \, (O_2 \; + \; 3,76 \, \cdot \, N_2) \; \rightarrow$$

$$\rightarrow \; \frac{59,4}{\varphi} \, \cdot \, CO_2 \; + \; \frac{61,64}{\varphi} \, \cdot \, H_2O \; + \; (1 - \frac{1}{\varphi}) \, \cdot \, (C_7H_8 \; + \; 5,24 \, \cdot \, C_{10}H_{22}) \; + \; \frac{339,23}{\varphi} \, \cdot \, N_2 \tag{3.44}$$

Se la combustione è *povera* ($\varphi < 1$), il combustibile brucia tutto, ma i prodotti contengono l'ossigeno (e l'azoto) in eccesso; poiché l'ossidante è $1/\varphi$ (> 1) volte quello necessario, una quantità di esso ($1/\varphi - 1$) volte quella stechiometrica non prende parte alla reazione, per cui per la reazione considerata si ha

$$C_7H_8 \; + \; 5,24 \, \cdot \, C_{10}H_{22} \; + \; \frac{90,22}{\varphi} \, (O_2 \; + \; 3,76 \, \cdot \, N_2) \; \rightarrow$$

$$\rightarrow \; 59,4 \, \cdot \, CO_2 \; + \; 61,64 \, \cdot \, H_2O \; + \; 90,22 \, \cdot \, \left(\frac{1}{\varphi} - 1 \right) \, \cdot \, O_2 \; + \; \frac{339,23}{\varphi} \, \cdot \, N_2 \tag{3.45}$$

La modellistica *mixed is burnt* presenta notevoli limiti, in quanto è possibile prevedere solo la concentrazione dei prodotti principali (CO_2, H_2O, oltre ad azoto, ed ossigeno o combustibile che non hanno reagito per combustione non stechiometrica), ed inoltre non sono tenute in alcun conto le dimensioni e la forma della camera di combustione, delle quali pertanto risulta impossibile determinare l'effetto.

- Combustione in equilibrio chimico. In equilibrio chimico, per ogni composto possiamo scrivere una *reazione di formazione* che porta alla formazione di un'unità molare (quindi una chilomole, nel sistema di unità di misura SI) del composto stesso a partire dagli elementi che lo costituiscono. Sottolineiamo che tale reazione è puramente ideale, in quanto nella realtà, in cui vale la chimica a velocità finita, la formazione avviene in genere attraverso differenti reazioni. Per questa reazione di formazione esiste poi una *costante di equilibrio* K_p che lega le pressioni parziali di reagenti e prodotti (ciascuna elevata il proprio coefficiente stechiometrico) quando il sistema ha raggiunto l'equilibrio chimico; essa risulta essere una funzione della sola temperatura (vedi oltre). Per esempio, per la reazione di formazione dell'acqua (sotto forma di gas), $H_2 + 1/2 \; O_2 \rightleftharpoons H_2O$, la costante di equilibrio si scrive:

$$K_{p,H_2O}(T) \;=\; \frac{p_{H_2O}}{p_{H_2}\,(p_{O_2})^{1/2}} \tag{3.46}$$

Più in generale, per una generica reazione di formazione nella forma (3.40), la costante di equilibrio si scrive

$$K_p(T) \;=\; \frac{\prod_{i=1}^{N} p_i^{\nu_i''}}{\prod_{i=1}^{N} p_i^{\nu_i'}} \tag{3.47}$$

od anche, introducendo la notazione

$$\Delta\nu_i \;=\; \nu_i'' \,-\, \nu_i' \tag{3.48}$$

come

$$K_p(T) \;=\; \prod_{i=1}^{N} p_i^{\Delta\nu_i} \tag{3.49}$$

Le pressioni parziali di ciascuna specie sono poi legate alla sua concentrazione in termini di frazione molare dalla legge di Dalton, la quale si ricava immediatamente dall'espressione dell'equazione di stato dei gas perfetti, che per la miscela (in cui n moli occupano il volume V) si scrive (vedi anche par. 2.1)

$$p\,V \;=\; n\,\mathcal{R}\,T \tag{3.50}$$

mentre per l'i–esima specie, la cui pressione parziale è p_i, come

$$p_i\,V \;=\; n_i\,\mathcal{R}\,T \tag{3.51}$$

Dividendo (3.51) per (3.50) si ottiene appunto l'espressione della legge di Dalton:

$$p_i = X_i\, p \tag{3.52}$$

Si noti che nella costante di equilibrio le pressioni vanno espresse in unità del valore di riferimento p_0 (1 atm, oppure 100 kPa, come si preferisce attualmente). Per illustrare questo punto ricaviamo l'espressione della costante di equilibrio della generica reazione nella forma (3.40).

Ricaviamo tale costante imponendo che all'equilibrio il valore della funzione di Gibbs (intesa come grandezza estensiva, indicata con la lettera maiuscola)

$$G = H - T\,S \tag{3.53}$$

dei prodotti della reazione sia uguale a quella dei reagenti. Questa eguaglianza può essere scritta introducendo la funzione di Gibbs specifica (quindi grandezza intensiva, indicata con la lettera minuscola e l'accento circonflesso se riferita all'unità molare[28], mentre si adotta la semplice lettera minuscola se riferita all'unità di massa)

$$\hat{g} = \hat{h} - T\,\hat{s} \tag{3.54}$$

$$g = h - T\,s \tag{3.55}$$

ed eguagliando quindi i termini relativi ai reagenti ed ai prodotti, $\sum_i \nu_i' \hat{g}_i = \sum_i \nu_i'' \hat{g}_i$, oppure, sottraendo il primo membro al secondo, in virtù delle (3.48,3.54)

$$\sum_{i=1}^{N} \Delta\nu_i\, \hat{g}_i = \sum_{i=1}^{N} \Delta\nu_i\, (\hat{h}_i - T\,\hat{s}_i) = 0 \tag{3.56}$$

In questa espressione $\hat{h}_i$ è una funzione tabulata della temperatura, vedi ad es. [117], mentre l'entropia (funzione di temperatura e pressione) deve essere valutata a partire dal dato tabulato in funzione della temperatura, che è l'entropia $s_{0,i}(T)$ della specie i *alla pressione di riferimento* p_0, ossia $s_i(p_0, T)$. Per valutare l'entropia alla pressione generica p, osserviamo che il differenziale dell'entropia può essere scritto, a partire dalla relazione di Gibbs (scritta dapprima in termini di unità di massa)

$$dh = T\,ds + \frac{dp}{\rho} \tag{3.57}$$

Esplicitando ds, ricorrendo all'equazione di stato dei gas perfetti per esprimere $1/(\rho\,T)$ $(=R/p)$, ed alla relazione calorica $dh = c_p\,dT$, si ottiene

$$ds = c_p\,\frac{dT}{T} - R\,\frac{dp}{p} \tag{3.58}$$

[28] In questo caso è detta anche *potenziale chimico*.

dove qui R indica la costante del particolare gas (o miscela gassosa) considerato. Specializzando questa equazione al generico componente i–esimo della miscela, si ha

$$ds_i = c_{p,i}\,\frac{dT}{T} - R_i\,\frac{dp_i}{p_i} \tag{3.59}$$

dove evidentemente $R_i = \mathcal{R}/\mathcal{M}_i$ è la costante del gas relativa al componente i, e p_i la sua pressione parziale. Dalla (3.59) si ricava immediatamente l'analoga espressione riferita alle unità molari, moltiplicando tutti i termini per la massa molare $\mathcal{M}_i$:

$$d\hat{s}_i = \hat{c}_{p,i}\,\frac{dT}{T} - \mathcal{R}\,\frac{dp_i}{p_i} \tag{3.60}$$

L'entropia molare della specie i alla pressione parziale generica p_i può allora essere espressa aggiungendo all'entropia alla pressione di riferimento il termine di variazione relativo ad un'escursione della pressione dal valore di riferimento p_0 fino al valore attuale p_i (da integrazione dell'ultimo termine della (3.60)):

$$\hat{s}_i = \hat{s}_{0,i}(p_0, T) - \mathcal{R}\,\log\frac{p_i}{p_0} \tag{3.61}$$

dove come accennato sopra, il valore $\hat{s}_{0,i}(p_0, T)$ si ricava da tabelle. La (3.56) si può pertanto riscrivere nella forma

$$\sum_{i=1}^{N} \Delta\nu_i \left[\hat{h}_i - T\left(\hat{s}_{0,i} - \mathcal{R}\,\log\frac{p_i}{p_0}\right)\right] = 0 \tag{3.62}$$

od equivalentemente

$$\sum_{i=1}^{N} \Delta\nu_i \left(\hat{h}_i - T\,\hat{s}_{0,i}\right) = -\mathcal{R}\,T\,\sum_{i=1}^{N} \Delta\nu_i\,\log\frac{p_i}{p_0} \tag{3.63}$$

Dividendo per $\mathcal{R}\,T$ e prendendo l'esponenziale di ambo i membri si arriva ad esprimere la costante di equilibrio della reazione considerata in funzione di termini che dipendono solo dalla temperatura:

$$\exp\left[-\frac{1}{\mathcal{R}T}\sum_{i=1}^{N}\Delta\nu_i\left(\hat{h}_i - T\,\hat{s}_{0,i}\right)\right] = \prod_{i=1}^{N}\left(\frac{p_i}{p_0}\right)^{\Delta\nu_i} = K_p(T) \tag{3.64}$$

Risulta quindi che nella costante di equilibrio, scritta nella forma (3.47) oppure (3.49), le pressioni parziali sono perciò riferite al valore p_0 (ossia devono essere espresse in atmosfere, o in multipli di 100 kPa, a seconda del valore di riferimento della pressione adottato) .

La legge di Dalton (3.52), sostituita nella (3.49), consente di esplicitare nelle relazioni di equilibrio le frazioni molari delle singole specie

$$K_p(T) = \frac{\prod_{i=1}^{N} X_i^{\nu_i''}}{\prod_{i=1}^{N} X_i^{\nu_i'}}\; p^{\Sigma_i\,\Delta\nu_i} \tag{3.65}$$

ed introducendo una costante di equilibrio *in termini delle frazioni molari* K_X, definita quindi in analogia con la (3.47) come

$$K_X = \frac{\prod_{i=1}^{N} X_i^{\nu_i''}}{\prod_{i=1}^{N} X_i^{\nu_i'}} = \prod_{i=1}^{N} X_i^{\Delta\nu_i} \tag{3.66}$$

si trova che

$$K_X = \frac{K_p(T)}{p^{\Sigma_i \Delta\nu_i}} \tag{3.67}$$

cioè questa sarà in generale una funzione sia della temperatura che della pressione, cioè una $K_{X,i}(T,p)$. Se quindi in un sistema reagente si hanno N specie chimiche, nelle quali figurano

L elementi, si possono scrivere $N - L$ costanti di equilibrio di formazione (relazioni nonlineari) per i *composti* chimici, ed L relazioni (lineari) di conservazione del numero degli *atomi* (cioè degli elementi). Per esempio, per la reazione di formazione dell'acqua la conservazione degli atomi di idrogeno si scrive (adottiamo qui le frazioni di massa, che però sono legate alle frazioni molari, vedi (2.4,2.5,2.6))

$$Y_{H_2} = (\mathcal{M}_{H_2}/\mathcal{M}_{H_2O})\, Y_{H_2O} \tag{3.68}$$

dove la quantità tra parentesi rappresenta la frazione della massa della molecola di H_2O che è costituita da atomi di idrogeno; un'analoga relazione potrà scriversi per l'elemento ossigeno. Il sistema da risolvere risulta quindi chiuso, ma fortemente nonlineare, specie nel caso in cui N sia molto elevato, e richiede quindi codici di calcolo specializzati, come p. es. STANJAN, disponibile in rete [118, 119], di utilizzo conversazionale, oppure CEA, anch'esso disponibile in rete [120, 121, 122], più potente. L'uso di questi codici richiede opportuni *database* sulle proprietà termochimiche delle specie di interesse.

L'entalpia della specie i che compare nelle espressioni precedenti è l'entalpia assoluta, somma del termine di formazione e del termine sensibile. Si definisce *calore di formazione* della specie i, indicato come $Q_{f,i}$, il calore rilasciato nella formazione di un'unità molare della specie i a partire dagli elementi che costituiscono la molecola, calore preso positivo se *rilasciato* nella formazione. Per la differente convenzione dei segni in termodinamica, vedi (3.37), si definisce invece come *entalpia di formazione* la stessa grandezza, con segno però opposto:

$$\Delta\hat{h}_{f,i} \;=\; -\,\hat{Q}_{f,i} \tag{3.69}$$

Essa quindi misura l'energia che è stata spesa per formare la specie (composto chimico) in questione (nella condizioni di T e p di riferimento) a partire dagli elementi. Per gli elementi, si assume per convenzione entalpia di formazione nulla se essi si trovano nel loro stato di aggregazione standard nella condizioni di riferimento T_0 = 25 °C = 298,15 K e p_0 = 100 kPa, p. es. stato gassoso per idrogeno ed ossigeno [indicati come H_2(g), e O_2(g)], solido per il carbonio [C(s)], liquido per il mercurio [Hg(l)], etc. Quando l'entalpia di formazione di una generica specie è riferita a tali condizioni standard, viene indicata con l'apice 0, $\Delta\hat{h}^0_{f,i}$. Si passa poi dal valore per unità molare a quello per unità di massa dividendo per la massa molare della specie:

$$\Delta h^0_{f,i} \;=\; \frac{\Delta\hat{h}^0_{f,i}}{\mathcal{M}_i} \tag{3.70}$$

L'entalpia assoluta della specie i può essere pertanto scritta, per esempio per unità di massa, come

$$h_i(T) \;=\; \Delta h^0_{f,i} \,+\, \int_{T_0}^{T} c_{p,i}(T')\, dT' \qquad (3.71)$$

dove evidentemente il secondo termine è l'entalpia sensibile calcolata tra la temperatura di riferimento T_0 (alla quale è valutata l'entalpia di formazione) e la temperatura corrente T ($c_{p,i}$ è il calore specifico a pressione costante della specie i per unità di massa, funzione della temperatura, e T' la temperatura come variabile d'integrazione). L'entalpia assoluta (specifica) di una *miscela* si ottiene quindi come una media delle entalpie assolute dei singoli componenti, pesata con l'opportuna concentrazione (di massa o molare). Per esempio per unità di massa si ha

$$h \;=\; \sum_{i=1}^{N} Y_i\, h_i(T) \qquad (3.72)$$

mentre per unità molare

$$\hat{h} \;=\; \sum_{i=1}^{N} X_i\, \hat{h}_i(T) \qquad (3.73)$$

La modellistica con chimica in equilibrio, se da un lato consente di dare una stima della concentrazione anche delle specie minori (a differenza dell'approccio *mixed is burnt*), quali tipicamente gli inquinanti, dall'altro però assume che i reagenti abbiano a disposizione un tempo infinito per completare le reazioni, ipotesi che porta a risultati molto modesti in particolare proprio per gli inquinanti. Ancora, l'approccio non tiene in alcun conto le dimensioni e la forma della camera di combustione.

- Combustione con chimica a velocità finita. Il livello più completo di descrizione della chimica contempla l'introduzione di un bilancio di massa delle specie chimiche, il quale risulta in un'equazione di conservazione per la frazione di massa di ciascuna specie chimica, che assume la struttura tipica di un'equazione di Navier–Stokes:

$$\frac{\partial \rho Y_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_l Y_i}{\partial x_l} = \frac{\partial}{\partial x_l}\left(\rho D_i \frac{\partial Y_i}{\partial x_l}\right) + w_i, \qquad i = 1, 2, ..., N \tag{3.74}$$

La variazione della massa della specie contenuta nell'unità di volume, nell'unità di tempo (primo termine a primo membro), risulta dovuta ad un termine convettivo (secondo termine a primo membro, dovuto al moto ordinato delle molecole attraverso le pareti del volume di controllo considerato), un termine diffusivo (primo termine a secondo membro, in cui D_i rappresenta il coefficiente di diffusione delle specie i, il quale è dovuto ai moti di agitazione termica delle molecole, che è un moto disordinato), ed infine ad un termine di produzione per reazioni chimiche w_i (massa della specie i che si forma nell'unità di volume, nell'unità di tempo, quindi espresso in kg/(m^3 s) nel sistema SI). Il tasso di produzione w_i si ottiene moltiplicando il numero di molecole $\Delta\nu_i$ delle specie i che si formano in ciascuna reazione per la massa molare $\mathcal{M}_i$, e per il tasso di reazione ω, che esprime il numero di reazioni che avvengono per unità di volume e tempo in multipli della costante di Avogadro N_A

$$w_i = \mathcal{M}_i \, \Delta\nu_i \, \omega, \qquad i = 1, 2, ..., N \tag{3.75}$$

Tale tasso di reazione è dato dalla legge d'azione di massa in termini della 'costante' di reazione in avanti (*forward*), in realtà una funzione delle temperatura – vedi sotto, e della *concentrazione molare* di ciascuna specie reagente, ognuna elevata il proprio coefficiente stechiometrico

$$\omega = k_f \prod_{j=1}^{N} [\mathrm{M}_j]^{\nu'_j} \tag{3.76}$$

La concentrazione molare che qui compare è definita come numero di moli per unità di volume, ed è semplicemente indicata con parentesi quadre attorno al simbolo della specie j; può essere facilmente espressa in termini di frazioni di massa e densità:

$$[\mathrm{M}_j] = \frac{n_j}{V} = \frac{m_j/\mathcal{M}_j}{V} = \frac{Y_j \, m/\mathcal{M}_j}{V} = \frac{\rho Y_j}{\mathcal{M}_j} \tag{3.77}$$

La 'costante' di reazione assume la forma

$$k_f = B\,T^\alpha \exp\left(-\frac{E}{\mathcal{R}T}\right) \tag{3.78}$$

in cui si deve notare l'importante dipendenza dalla temperatura dovuta in particolare al termine esponenziale, il quale tiene conto della frazione di molecole presenti nel gas (le quali hanno una distribuzione di velocità maxwelliana) che hanno energia sufficiente a far avvenire la reazione. Quindi nell'espressone della 'costante' di ciascuna reazione compaiono tre costanti, indicate come B (detto fattore di frequenza), α e E (detta energia di attivazione). Indicata con m la molecolarità della reazione, sommatoria dei coefficienti stechiometrici di tutte le specie, intese come reagenti

$$m = \sum_{i=1}^{N} \nu'_i \tag{3.79}$$

(uguale quindi al numero di molecole che devono collidere per far avvenire la reazione), si arriva alla forma per il tasso di produzione della specie i:

$$w_i = \mathcal{M}_i\,\Delta\nu_i\,\rho^m\,B\,T^\alpha \exp\left(-\frac{E}{\mathcal{R}T}\right) \prod_{j=1}^{N} \left(\frac{Y_j}{\mathcal{M}_j}\right)^{\nu'_j}, \qquad i = 1, 2, ..., N \tag{3.80}$$

Tutto questo risulta valido nel caso ideale in cui nel sistema si ha una *singola* reazione chimica.

In presenza invece di un numero generico M di reazioni chimiche (ciascuna con indice k), ognuna delle quali sarà caratterizzata dai suoi coefficienti stechiometrici delle specie come reagenti ($\nu'_{i,k}$) e come prodotti ($\nu''_{i,k}$), quindi da una molecolarità m_k

$$m_k = \sum_{i=1}^{N} \nu'_{i,k} \tag{3.81}$$

e dalle sue specifiche costanti del tasso di reazione (indicate con B_k, α_k, E_k), occorre perciò introdurre una sommatoria su tutte le reazioni per arrivare al tasso di produzione delle specie, ottenendo in tal modo la cosidetta espressione di Arrhenius:

$$\boxed{w_i \;=\; \mathcal{M}_i \sum_{k=1}^{M} \Delta\nu_{i,k}\, \rho^{m_k}\, B_k\, T^{\alpha_k}\, \exp\left(-\frac{E_k}{\mathcal{R}T}\right) \prod_{j=1}^{N} \left(\frac{Y_j}{\mathcal{M}_j}\right)^{\nu'_{j,k}}, \qquad i \;=\; 1,2,...,N} \tag{3.82}$$

dove

$$\Delta\nu_{i,k} \;=\; \nu''_{i,k} \;-\; \nu'_{i,k} \tag{3.83}$$

A volte invece della energia di attivazione E_k della reazione k si specifica la sua temperatura di attivazione, legata alla prima dalla relazione

$$T_k \;=\; \frac{E_k}{\mathcal{R}} \tag{3.84}$$

In chimica i valori delle costanti del tasso di reazione sono invariabilmente dati in unità cm, g, s, mol, cosa di cui occorre ovviamente tener conto quando si adottano altri sistemi di unità di misura[29]. Il termine 'chimica in nonequilibrio', frequentemente usato in luogo di 'chimica a velocità finita', è da evitare (perché, p. es., anche reazioni 'congelate' sono in nonequilibrio).

Nel caso in cui le reazioni siano contabilizzate come reazioni reversibili, per cui la generica reazione k–esima comprende tanto il passo *forward* che quello *backward*, il tasso di produzione della generica specie va determinato come differenza tra i tassi in avanti ed all'indietro, vedi (3.75,3.76):

$$w_i \;=\; \mathcal{M}_i \sum_{k=1}^{M} \Delta\nu_{i,k} \left\{ k_{f,k} \prod_{j=1}^{N} [\mathrm{M}_j]^{\nu'_{j,k}} \;-\; k_{b,k} \prod_{j=1}^{N} [\mathrm{M}_j]^{\nu''_{j,k}} \right\} \tag{3.85}$$

[29]Nel sistema cgs il tasso di produzione delle specie si misura in g/(cm^3 s) = 1000 kg/(m^3 s); occorre dunque moltiplicare il tasso di reazione ottenuto adottando unità cgs (sottoliniamo che la densità va espressa in g/cm^3) per 0,001 per passare alle unità del sistema SI.

Nel caso (puramente ipotetico, perché richiede un tempo infinito, anche se la condizione può essere approssimata molto da vicino in tempi finiti in sistemi reagenti spazialmente omogenei per lunghi tempi di residenza, vedi (3.93,3.94)) che il sistema sia in equilibrio chimico, il tasso di produzione (in senso algebrico) della generica specie i dovuto ai passi all'indietro eguaglia quello dovuto ai passi in avanti, per cui devono annullarsi le grandezze tra parentesi graffe:

$$k_{f,k} \prod_{j=1}^{N} [\mathrm{M}_j]^{\nu_{j,k'}} \; = \; k_{b,k} \prod_{j=1}^{N} [\mathrm{M}_j]^{\nu''_{j,k}} \tag{3.86}$$

da cui

$$\frac{k_{f,k}}{k_{b,k}} \; = \; \prod_{j=1}^{N} [\mathrm{M}_j]^{\Delta\nu_{j,k}} \tag{3.87}$$

Sviluppando tale espressione per il rapporto delle 'costanti' di reazione *forward* $k_{f,k}$ e *backward* $k_{b,k}$, e tenuto conto che la concentrazione molare $[\mathrm{M}_j]$ (numero di moli per unità di volume) può essere sviluppata anche come

$$[\mathrm{M}_j] \; = \; \frac{n_j}{V} \; = \; \frac{p_j}{\mathcal{R}\,T} \; = \; \frac{p_j/p_0}{\mathcal{R}\,T/p_0} \tag{3.88}$$

grazie all'equazione di stato dei gas ideali nella forma $pV = n\mathcal{R}T$, si ottiene che essa è direttamente legata alla costante di equilibrio della reazione:

$$\frac{k_{f,k}}{k_{b,k}} \; = \; K_{p,k}(T)\,(\mathcal{R}\,T/p_0)^{-\Sigma_j \Delta\nu_{j,k}} \; = \; \frac{K_{p,k}(T)}{(\mathcal{R}\,T/p_0)^{n_k\,-\,m_k}} \tag{3.89}$$

avendo indicato con

$$n_k = \sum_{i=1}^{N} \nu''_{i,k} \tag{3.90}$$

la molecolarità del passo di reazione inverso. La (3.89) indica quindi che le costanti di reazione in avanti ed all'indietro della reazione k sono legate attraverso la relativa costante di equilibrio. Ponendo quindi in evidenza il tasso della reazione in avanti, si arriva alla forma

$$\begin{aligned} w_i &= \mathcal{M}_i \sum_{k=1}^{M} \Delta\nu_{i,k}\, k_{f,k} \prod_{j=1}^{N} [\mathrm{M}_j]^{\nu'_{j,k}} \left\{ 1 - \frac{k_{b,k}}{k_{f,k}} \prod_{l=1}^{N} [\mathrm{M}_l]^{\Delta\nu_{l,k}} \right\} = \\ &= \mathcal{M}_i \sum_{k=1}^{M} \Delta\nu_{i,k}\, k_{f,k} \prod_{j=1}^{N} [\mathrm{M}_j]^{\nu'_{j,k}} \left\{ 1 - \frac{(\mathcal{R}\, T/p_0)^{n_k - m_k}}{K_{p,k}} \prod_{l=1}^{N} [\mathrm{M}_l]^{\Delta\nu_{l,k}} \right\} \end{aligned} \tag{3.91}$$

per il tasso di produzione della specie i in presenza di reazioni reversibili, espressione che può essere ulteriormente sviluppata in base alla (3.77):

$$\begin{aligned} w_i &= \mathcal{M}_i \sum_{k=1}^{M} \Delta\nu_{i,k} \rho^{m_k} B_{f,k}\, T^{\alpha_k} \exp\left(-\frac{E_k}{\mathcal{R}T} \right) \prod_{j=1}^{N} \left(\frac{Y_j}{\mathcal{M}_j} \right)^{\nu'_{j,k}} \cdot \\ &\cdot \left\{ 1 - \frac{(\rho\, \mathcal{R}\, T/p_0)^{n_k - m_k}}{K_{p,k}} \prod_{l=1}^{N} \left(\frac{Y_l}{\mathcal{M}_l} \right)^{\Delta\nu_{l,k}} \right\} \end{aligned} \tag{3.92}$$

È opportuna a questo punto una precisazione sul valore del tasso di produzione delle specie in condizioni di equilibrio chimico. Nella (3.92) il termine tra parentesi graffe, in condizioni di equilibrio chimico, risulta nullo. Come è stato detto, il raggiungimento delle condizioni di equilibrio richiede però un tempo infinito, *a meno di non supporre* che le costanti di reazione siano infinite [basterebbe che questo fosse vero per la sola costante *forward*, essendo quella *backward* ricavabile da essa in base alla (3.89)]. Sotto questa ipotesi limite, l'espressione del tasso di reazione assume quindi una forma

del tipo $\infty \cdot 0$, risultando perciò indeterminata; questo vuol dire che in equilibrio *non* si può ricavare il tasso di reazione dall'espressione di Arrhenius (ed in particolare esso risulta in generale *non* nullo).

Supponendo di conoscere il campo di moto e quello scalare (attraverso la risoluzione delle equazioni di conservazione della massa, della quantità di moto e dell'energia[30] – ma non quelle delle specie, per cui sono note punto per punto ed istante per istante in particolare le due grandezze di stato pressione e temperatura, in base alle quali, da relazioni di equilibrio del tipo (3.67), si possono ricavare tra l'altro le concentrazioni delle specie), si potrebbe pensare di ricavare il termine di produzione delle specie dall'equazione di conservazione della stessa (3.74), scrivendola con il primo e secondo membro invertiti

$$w_i = \frac{\partial \rho(p,T)\, Y_i(p,T)}{\partial t} + \frac{\partial\, \rho(p,T)\, u_l\, Y_i(p,T)}{\partial x_l} - \frac{\partial}{\partial x_l}\left[\rho(p,T)\, D_i(p,T) \frac{\partial Y_i(p,T)}{\partial x_l}\right] \tag{3.93}$$

Sotto le ipotesi avanzate, il secondo membro risulta noto per cui anche il primo è determinato. Da questa espressione si osserva che in particolare w_i può risultare nullo *solo se* il sistema è spazialmente omogeneo (per cui tutte le derivate spaziali si annullano) e a stazionario. Come detto, la condizione di equilibrio, anche se virtualmente raggiungibile solo asintoticamente (cioè in un tempo infinito), può in molti casi essere approssimata molto da vicino in tempi più o meno lunghi, a secondo del sistema chimico considerato. Se infatti il tempo di residenza t_s (l'indice s sta per *stay*) in camera risulta molto maggiore del tempo caratteristico chimico t_c delle reazioni (cioè del tempo che le reazioni impiegano per avvenire)

$$t_s \gg t_c \tag{3.94}$$

il sistema sarà praticamente (anche se, a rigore, non esattamente) in equilibrio.

Le reazioni chimiche possono essere classificate in reazioni di scambio binario (*binary exchange*), nelle quali non si ha variazione del numero di moli delle specie ($m_k = n_k$, molecolarità dei passi diretto ed inverso), per esempio la reazione

$$\mathrm{H} + \mathrm{O_2} \rightleftharpoons \mathrm{OH} + \mathrm{O} \tag{3.95}$$

e reazioni di dissociazione–ricombinazione (*dissociation–recombination*), nelle quali invece il numero di moli dei prodotti è diverso da quello dei reagenti ($m_k \neq n_k$), per esempio la reazione di dissociazione–ricombinazione dell'ossigeno

[30] L'equazione dell'energia può essere scritta in diverse forme: in termini di energia interna, di entalpia o di temperatura.

$$O_2 + M \rightleftharpoons 2\,O + M \tag{3.96}$$

Quest'ultime reazioni richiedono in generale l'intervento di un *terzo corpo* (indicato come M, che sta per *molecola*), cioè di una molecola la cui presenza è necessaria per far avvenire la reazione, pur non prendendovi essa parte direttamente. Infatti, nell'esempio citato (3.96), supponendo di assumere un sistema di riferimento in cui la molecola di O_2 prima della reazione è in quiete, per cui tanto la quantità di moto che l'energia cinetica sono nulle, si avrà che dopo la scissione della molecola in due atomi di O, i quali pertanto si allontaneranno l'uno dall'altro in direzioni opposte, mentre è possibile soddisfare la conservazione della quantità di moto (se i due atomi si allontanano in direzione opposta con uguale velocità – in modulo), non risulta invece soddisfatta l'equazione dell'energia (perché l'energia cinetica dei due atomi di O è comunque positiva). Si impone quindi la necessità di una collisione con un terzo corpo il quale fornisca l'energia necessaria a soddisfare i bilanci in questione; nell'espressione di Arrhenius deve comparire quindi anche la concentrazione del terzo corpo. Per quanto qualsiasi molecola possa assolvere questo compito (per cui il termine $Y_i/\mathcal{M}_i$ va esteso a tutte le N specie nella predetta espressione), differenti molecole possono presentare una diversa efficacia, per cui si introduce un'*efficienza di terzo corpo* ε_i (a volte denominata *chaperon efficiency*, o efficienza di collisione) con la quale pesare la concentrazione di ciascuna specie i nell'espressione di Arrhenius. Per esempio, per il passo di reazione in avanti della (3.96) si ha

$$w_O \;=\; 2\,\mathcal{M}_O\,\rho^2\,B_f\,T^\alpha\,\exp\left(-\frac{E}{\mathcal{R}\,T}\right)\frac{Y_{O_2}}{\mathcal{M}_{O_2}}\sum_{i=1}^{N}\frac{\varepsilon_i\,Y_i}{\mathcal{M}_i} \tag{3.97}$$

con le seguenti efficienze di terzo corpo per le specie indicate:

M_i	ε_i
O_2	0,4
N_2	0,4
H_2O	6,54
CO_2	1,5
CO	0,75

Quando si utilizza la descrizione della chimica a velocità finita, occorre specificare il *meccanismo di reazione*, anche detto *meccanismo di cinetica chimica*, cioè l'insieme di reazioni che avvengono (o

si suppone avvengano) nel sistema, e le relative costanti di reazione (B_k, α_k, E_k per ciascuna delle M reazioni). La tab. 3.3 riporta un esempio di meccanismo di cinetica chimica per combustione di idrogeno e ossigeno, comprendente 8 specie (H_2, O_2, H, O, OH, H_2O, HO_2, H_2O_2) e 37 reazioni; sono anche indicate, per ciascuna reazione, le tre costanti di reazione (in questo caso il fattore di frequenza è indicato con A, e l'esponente della temperatura con β).

Mechanism of the Hydrogen-Oxygen Reaction

	A	β	E_a
1. $O_2 + H \rightarrow OH + O$	2.00×10^{14}	0.00	70.30
2. $OH + O \rightarrow O_2 + H$	1.46×10^{13}	0.00	2.08
3. $H_2 + O \rightarrow OH + H$	5.06×10^{4}	2.67	26.30
4. $OH + H \rightarrow H_2 + O$	2.24×10^{4}	2.67	18.40
5. $H_2 + OH \rightarrow H_2O + H$	1.00×10^{8}	1.60	13.80
6. $H_2O + H \rightarrow H_2 + OH$	4.45×10^{8}	1.60	77.13
7. $OH + OH \rightarrow H_2O + O$	1.50×10^{9}	1.14	0.42
8. $H_2O + O \rightarrow OH + OH$	1.51×10^{10}	1.14	71.64
9. $H + H + M \rightarrow H_2 + M$	1.80×10^{18}	−1.00	0.00
10. $H_2 + M \rightarrow H + H + M$	6.99×10^{18}	−1.00	436.08
11. $H + OH + M \rightarrow H_2O + M$	2.20×10^{22}	−2.00	0.00
12. $H_2O + M \rightarrow H + OH + M$	3.80×10^{23}	−2.00	499.41
13. $O + O + M \rightarrow O_2 + M$	2.90×10^{17}	−1.00	0.00
14. $O_2 + M \rightarrow O + O + M$	6.81×10^{18}	−1.00	496.41
15. $H + O_2 + M \rightarrow HO_2 + M$	2.30×10^{18}	−0.80	0.00
16. $HO_2 + M \rightarrow H + O_2 + M$	3.26×10^{18}	−0.80	195.88
17. $HO_2 + H \rightarrow OH + OH$	1.50×10^{14}	0.00	4.20
18. $OH + OH \rightarrow HO_2 + H$	1.33×10^{13}	0.00	168.30
19. $HO_2 + H \rightarrow H_2 + O_2$	2.50×10^{13}	0.00	2.90
20. $H_2 + O_2 \rightarrow HO_2 + H$	6.84×10^{13}	0.00	243.10
21. $HO_2 + H \rightarrow H_2O + O$	3.00×10^{13}	0.00	7.20
22. $H_2O + O \rightarrow HO_2 + H$	2.67×10^{13}	0.00	242.52
23. $HO_2 + O \rightarrow OH + O_2$	1.80×10^{13}	0.00	−1.70
24. $OH + O_2 \rightarrow HO_2 + O$	2.18×10^{13}	0.00	230.61
25. $HO_2 + OH \rightarrow H_2O + O_2$	6.00×10^{13}	0.00	0.00
26. $H_2O + O_2 \rightarrow HO_2 + OH$	7.31×10^{14}	0.00	303.53
27. $HO_2 + HO_2 \rightarrow H_2O_2 + O_2$	2.50×10^{11}	0.00	−5.20
28. $OH + OH + M \rightarrow H_2O_2 + M$	3.25×10^{22}	−2.00	0.00
29. $H_2O_2 + M \rightarrow OH + OH + M$	2.10×10^{24}	−2.00	206.80
30. $H_2O_2 + H \rightarrow H_2 + HO_2$	1.70×10^{12}	0.00	15.70
31. $H_2 + HO_2 \rightarrow H_2O_2 + H$	1.15×10^{12}	0.00	80.88
32. $H_2O_2 + H \rightarrow H_2O + OH$	1.00×10^{13}	0.00	15.00
33. $H_2O + OH \rightarrow H_2O_2 + H$	2.67×10^{12}	0.00	307.51
34. $H_2O_2 + O \rightarrow OH + HO_2$	2.80×10^{13}	0.00	26.80
35. $OH + HO_2 \rightarrow H_2O_2 + O$	8.40×10^{12}	0.00	84.09
36. $H_2O_2 + OH \rightarrow H_2O + HO_2$	5.40×10^{12}	0.00	4.20
37. $H_2O + HO_2 \rightarrow H_2O_2 + OH$	1.63×10^{13}	0.00	132.71

A has units of cm mole s; E_A has units of kJ mole^{-1}; $k = AT^{\beta} \exp(-E_A/RT)$.
Collision efficiences in reactions with M: $f_{H_2} = 100$; $f_{O_2} = 0.35$; $f_{H_2O} = 6.50$; $f_{N_2} = 0.5$.

Table 3.3: Meccanismo di reazione (dettagliato) per combustione di idrogeno e ossigeno ($N = 8$ specie, $M = 37$ reazioni), da [123].

Per combustione di idrocarburi in aria, si può tentare di descrivere in dettaglio quanto avviene nel sistema considerato, ma poiché la chimica della combustione degli idrocarburi è *estremamente* complessa, questo può richiedere di considerare fino a $N = 1200$ specie chimiche ed $M = 7000$ reazioni. Tuttavia, anche tale descrizione non sarà che un'approssimazione di quanto avviene in realtà. La difficoltà nella risoluzione di tale sistema va valutata considerando che in sistema inerte

(non reagente) basta risolvere solo le equazioni di conservazione di massa, quantità di moto (tre componenti), energia, per un totale di 5 equazioni; per un sistema reagente occorre invece risolverne $5 + N$, dove come detto N può essere molto elevato. Inoltre, le equazioni di conservazione delle specie presentano particolarità [il fatto che in prossimità delle condizioni di equilibrio il termine sorgente si avvicina ad una forma $\infty \cdot 0$, vedi commento alla (3.92)] che ne rendono molto onerosa la soluzione numerica. Si tenta quindi di contenere l'onerosità della soluzione cercando di identificare quali siano le reazioni più significative, e trascurando invece quelle marginali; questi meccanismi *semplificati* possono per esempio comprendere qualcosa come, p. es., $N = 100$ specie e $M = 500$ reazioni. Di onerosità paragonabile sono i meccanismi *ridotti* nei quali p. es. per alcune specie si adotta l'ipotesi di equilibrio parziale, per cui la relativa concentrazione può essere ricavata, anziché risolvendo un'equazione (differenziale) di conservazione, da una relazione (algebrica, ma in generale fortemente nonlineare) di equilibrio del tipo (3.67). All'altro estremo, potremmo pensare di portare la semplificazione al limite e considerare quindi un unico passo di reazione, che porti perciò dai reagenti (combustibile ed aria) direttamente ai prodotti, saltando quindi tutte le specie intermedie (CO, OH, H, O, HO_2, CHO, ...) che pur in realtà intervengono nelle reazioni. In tale semplificazione estrema (meccanismo *globale*) i coefficienti dell'espressione del tasso di produzione sono ricavati per via empirica, ed in particolare gli esponenti delle concentrazione che meglio approssimano i dati sperimentali risultano essere numeri non interi, per esempio per combustione di n–decano

$$w = B\,T^{\alpha}\,\exp\left(-\frac{E_A}{\mathcal{R}T}\right)\,[\mathrm{C_{10}H_{22}}]^{0,25}\,[\mathrm{O_2}]^{1,5} \tag{3.98}$$

Una semplificazione intermedia è quella dei cosidetti meccanismi *semi–globali*, nei quali si assume un passo globale che porta alla formazione di alcune specie intermedie, in particolare CO, del tipo

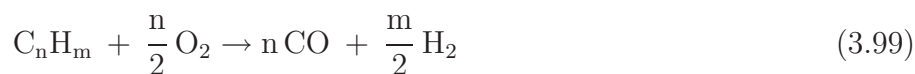
$$\mathrm{C_nH_m} + \frac{\mathrm{n}}{2}\,\mathrm{O_2} \rightarrow \mathrm{n\,CO} + \frac{\mathrm{m}}{2}\,\mathrm{H_2} \tag{3.99}$$

La successiva ossidazione di CO a CO_2 (la quale è piuttosto lenta, per cui risulta controllare il rilascio di calore, vedi anche (3.134, 3.135)) è poi descritta da un meccanismo succinto, p. es. altre 21 reazioni, vedi tab. 3.4 (qui il fattore di frequenza è indicato con A, e l'esponente della temperatura con n).

TABLE V

Reaction mechanism used in quasi-global mechanism for CO–H$_2$–O$_2$ system. Reverse rates computed from relevant equilibrium constants. Same units as Table I

Reaction	A	n	E_a
$H + O_2 = O + OH$	2.2×10^{14}	0.0	16.8
$H_2 + O = H + OH$	1.8×10^{10}	1.0	8.9
$O + H_2O = OH + OH$	6.8×10^{13}	0.0	18.4
$OH + H_2 = H + H_2O$	2.2×10^{13}	0.0	5.1
$H + O_2 + M = HO_2 + M$	1.5×10^{15}	0.0	−1.0
$O + HO_2 = O_2 + OH$	5.0×10^{13}	0.0	1.0
$H + HO_2 = OH + OH$	2.5×10^{14}	0.0	1.9
$H + HO_2 = H_2 + O_2$	2.5×10^{13}	0.0	0.7
$OH + HO_2 = H_2O + O_2$	5.0×10^{13}	0.0	1.0
$HO_2 + HO_2 = H_2O_2 + O_2$	1.0×10^{13}	0.0	1.0
$H_2O_2 + M$ $= OH + OH + M$	1.2×10^{17}	0.0	45.5
$HO_2 + H_2 = H_2O_2 + H$	7.3×10^{11}	0.0	18.7
$H_2O_2 + OH = H_2O + HO_2$	1.0×10^{13}	0.0	1.8
$CO + OH = CO_2 + H$	1.5×10^{7}	1.3	−0.8
$CO + O_2 = CO_2 + O$	3.1×10^{11}	0.0	37.6
$CO + O + M = CO_2 + M$	5.9×10^{15}	0.0	4.1
$CO + HO_2 = CO_2 + OH$	1.5×10^{14}	0.0	23.7
$OH + M = O + H + M$	8.0×10^{19}	−1.0	103.7
$O_2 + M = O + O + M$	5.1×10^{15}	0.0	115.0
$H_2 + M = H + H + M$	2.2×10^{14}	0.0	96.0
$H_2O + M = H + OH + M$	2.2×10^{16}	0.0	105.0

Table 3.4: Meccanismo di reazione semiglobale per combustione di idrocarburo e aria, da [124].

3.2.3 Combustione adiabatica

Quando tutto il calore sviluppato nella combustione è utilizzato per innalzare la temperatura dei prodotti, si parla di *combustione adiabatica*; tale situazione approssima abbastanza da vicino quanto avviene nelle camere di combustione dei motori, ove le perdite di calore attraverso le pareti rappresentano al più qualcosa come l'1% del calore generato. In queste condizioni quindi il sistema reagente non scambia calore con l'esterno, per cui $\Delta Q = 0$, e di conseguenza anche $\Delta h = 0$ per l'equazione dell'energia[31]

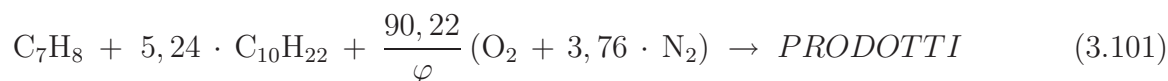
$$\Delta h_0 \; = \; \Delta Q \; - \; \Delta L_s \tag{3.100}$$

dove anche il lavoro all'asse (o lavoro tecnico) ΔL_s in camera di combustione è evidentemente nullo, ed $h_0 \simeq h$ a causa delle basse velocità in gioco. Nel caso la combustione possa essere approssimata come un processo in equilibrio, poiché le condizioni di equilibrio possono essere calcolate una volta specificati i valori di due grandezze di stato, nonché le quantità relative dei reagenti (vedi sotto),

[31]Scritta assumendo il calore positivo se ceduto al fluido, ed il lavoro positivo se compiuto *dal* fluido.

conviene quindi assumere come coppia di variabili di stato assegnate la pressione operativa e l'entalpia assoluta, in quanto esse non variano nel processo di combustione. La risultante temperatura dei prodotti viene indicata come *temperatura adiabatica di fiamma*, T_{af}. La fig. 3.32 riporta il tipico andamento della temperatura di combustione adiabatica di una miscela cherosene/aria in funzione del rapporto di equivalenza; si noti il massimo in prossimità delle condizioni stechiometriche ($\varphi = 1$). La temperatura nella fase di decollo è più alta che in crociera perché sono più alte la temperatura e la pressione ambiente. Si noti che il campo dei valori di φ considerato è limitato a sinistra dal limite inferiore di infiammabilità (intorno ad un valore 0,5); il limite superiore di infiammabilità a destra invece non è visibile in quanto fuori dalla scala del grafico.

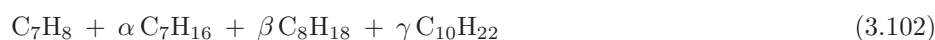
Per effettuare un calcolo di equilibrio chimico occorre quindi specificare, oltre ai valori di una coppia di variabili di stato [in linea di principio qualsiasi, ad esempio $(p,\ T)$, $(p,\ h)$, $(h,\ s)$, $(p,\ Y_{H_2O})$], le proporzioni delle specie chimiche reagenti, per esempio la concentrazione (in frazioni molari X_i o di massa Y_i) dei differenti reagenti, od il loro numero di moli n_i. Può anche essere sufficiente assegnare il numero di moli dei diversi atomi contenuti nei reagenti (che, tra l'altro, si conserva nella reazione, in quanto gli atomi non vengono né creati né distrutti da essa). Considerando la reazione di combustione cherosene/aria (dove il primo è al solito approssimato come una miscela di 89% n–decano e 11% toluolo – in massa)

$$\mathrm{C_7H_8} \ + \ 5,24 \cdot \mathrm{C_{10}H_{22}} \ + \ \frac{90,22}{\varphi}\,(\mathrm{O_2} \ + \ 3,76 \cdot \mathrm{N_2}) \ \rightarrow \ PRODOTTI \tag{3.101}$$

un esempio relativo a quest'ultima possibilità è riportato in nota.[32]

[32]Si calcola facilmente il numero di moli dei singoli atomi che partecipano alla reazione, in funzione del rapporto di equivalenza:

- $n_C = 7 + 5{,}24 \cdot 10 = 59{,}4$
- $n_H = 8 + 5{,}24 \cdot 22 = 123{,}28$
- $n_O = 2 \cdot 90{,}22/\varphi = 180{,}44/\varphi$
- $n_N = 2 \cdot 3{,}76 \cdot 90{,}22/\varphi = 678{,}46/\varphi$

Specificare il numero di moli di *atomi* è sufficiente (tranne casi particolari, di scarso interesse pratico) a risalire alla composizione dei reagenti in termini di numero di moli delle diverse *specie chimiche*. Ipotizzando ad esempio tra i possibili reagenti anche eptano C_7H_{16} ed ottano C_8H_{18}, le quantità di specie combustibili a primo membro della reazione (3.101) si possono scrivere come

$$\mathrm{C_7H_8} \ + \ \alpha\,\mathrm{C_7H_{16}} \ + \ \beta\,\mathrm{C_8H_{18}} \ + \ \gamma\,\mathrm{C_{10}H_{22}} \tag{3.102}$$

dove, assunta una mole di toluolo, il numero di moli degli altri componenti ipoteticamente presenti, per ora incognito, è stato indicato con α, β, γ. Il bilancio degli atomi di carbonio si scrive come

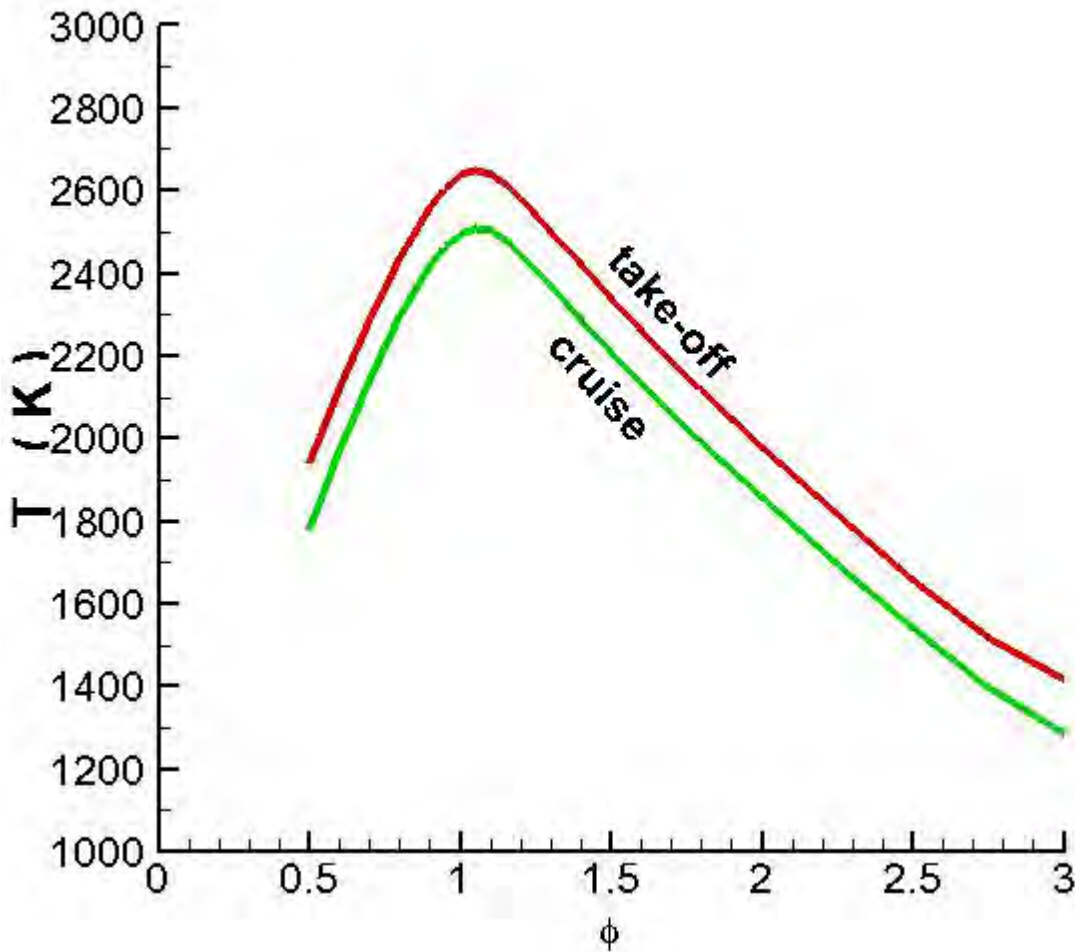



Figure 3.32: Temperatura di combustione adiabatica (in equilibrio chimico) di una miscela cherosene/aria, per tipiche condizioni al decollo e di crociera.

$$n_C \;=\; 7 \,+\, 7\,\alpha \,+\, 8\,\beta \,+\, 10\,\gamma \;=\; 59,4 \tag{3.103}$$

e quello per l'idrogeno

$$n_H \;=\; 8 \,+\, 16\,\alpha \,+\, 18\,\beta \,+\, 22\,\gamma \;=\; 123,28 \tag{3.104}$$

La soluzione del sistema nelle incognite α, β e γ porta alla condizione $0{,}6\,\alpha \,+\, 0{,}4\,\beta = 0$, quindi $\alpha = \beta = 0$ (perché il numero di moli deve essere necessariamente non negativo), quindi l'unica altra specie combustibile presente, oltre al toluolo, può essere solo lo n–decano. Questa evenienza è evidentemente legata al fatto che ogni idrocarburo è caratterizzato da un suo valore del rapporto tra atomi di idrogeno e carbonio, H/C. Un'indeterminazione si potrebbe avere nel caso in cui fosse presente una specie con lo stesso rapporto H/C di una delle specie ipotizzate, ad es. un

La (3.101) permette tra l'altro di determinare facilmente il valore del rapporto combustibile/aria stechiometrico:

$$\left(\frac{F}{O}\right)_{st} = \frac{\mathcal{M}_{C_7H_8} + 5,24 \cdot \mathcal{M}_{C_{10}H_{22}}}{90,22\,(\mathcal{M}_{O_2} + 3,76 \cdot \mathcal{M}_{N_2})} = 0,0676 \tag{3.105}$$

da cui il valore di A/F stechiometrico si ricava come

$$(A/F)_{st} = \frac{1}{\left(\frac{F}{O}\right)_{st}} = 14,8 \tag{3.106}$$

Sviluppiamo ora un esempio, tramite il codice di calcolo CEA, relativo alla combustione (supposta in equilibrio) di cherosene ed aria nelle condizioni del motore CF6–50 al decollo, sotto l'ipotesi che il rapporto A/F globale del combustore valga 50 (la zona primaria deve ovviamente essere più ricca per rimanere entro i limiti di infiammabilità), che corrisponde ad un rapporto di equivalenza di poco inferiore a 0,3, come si ricava dalla relazione, vedi anche la (3.105)

$$\varphi = \frac{(F/O)}{(F/O)_{st}} = \frac{f}{f_{st}} = \frac{1/50}{0,0676} = 0,2958 \tag{3.107}$$

Assumiamo inoltre che la temperatura del combustibile T_f sia assimilabile alla temperatura ambiente, per esempio 25 °C = 298,15 K, mentre per la temperatura dell'ossidante T_o assumiamo 850 K per effetto della compressione che l'aria subisce nel fan e nel compressore. La pressione operativa del motore al decollo risulta circa 3 MPa.

I files dati relativi a questo esempio possono essere scaricati da [125]. In particolare, il file jetaair.inp è il files di input del codice CEA per questo particolare caso, mentre i files thermo.inp e thermo.lib devono essere sovrascritti sugli

ipotetico C_5H_{11} (stesso H/C dello n–decano), che però non è una specie stabile, per cui non può figurare tra i reagenti. Una situazione simile potrebbe aversi per l'ossidante; specificare il solo numero di moli dell'elemento ossigeno non permette di accertare se l'ossidante è ossigeno molecolare O_2, ossigeno atomico O, oppure ozono O_3. Tuttavia, un semplice calcolo di equilibrio permette di accertare che le concentrazioni di O e O_3 sono assolutamente insignificanti alle temperature di interesse (di ingresso dell'aria in camera).

omonimi files generati durante l'installazione di CEA (in quanto nelle versioni di default manca la specie n–decano liquido). Il codice viene avviato da una finestra DOS con il comando `fcea2`. Il file jetaair.inp è riportato di seguito:

```
!  EXAMPLE Jet-A/air:
!      (a)  Combustion or assigned-enthalpy-and-pressure problem (hp).
!      (b)  Fuel is surrogate kerosene 89% C10H22, 11% C7H8 at 298.15 K
!           The oxidant is air at 850 K.
!      (c)  A single value of the oxidant-to-fuel weight ratio is assigned.
!           Weight fractions are fractions of fuel relative to total fuel and
!           fractions of oxidant relative to total oxidant.
!      (d)  Mixture enthalpy is calculated from reactant values given in
!           thermo.lib. This is because data for these species are given in
!           thermo.lib and the species names match exactly.
!      (e)  Only some 50 species are included in the product data base ('only' dataset).
!           Note:  these species names must match those used in thermo.lib.
!      (f)  Assigned pressures is 30 bar.
!      (g)  Mixture properties are to be printed in SI units (siunits).
!      (h)  Mole fractions > 1.e-15 are to be in e-format (trace=1.e-15).
!
reac
     oxid Air                 wtfrac= 1      t(k) = 850.
     fuel C10H22(L),n-dec     wtfrac= 0.89   t(k) = 298.15
     fuel C7H8(L)             wtfrac= 0.11   t(k) = 298.15
prob   case=Jet-A/air,   hp,  p(bar)=30.,    o/f  = 50.
output siunits,  trace=1.e-15
only H2               H                O2               O
     OH               H2O              HO2              H2O2
     N2               Ar               CO               CO2
     CH               CH2              CH3              CH4
     C2H              C2H2,acetylene   C2H3,vinyl       C2H4
     C2H5             C2H6             C3H3,1-propynl   C3H4,propyne
     C3H6,propylene   C3H7,i-propyl    C3H7,n-propyl    C4H4,1,3-cyclo-
     C4H6,butadiene   C4H8,1-butene    C4H9,n-butyl     C5H6,1,3cyclo-
     C5H11,pentyl     C6H5,phenyl      C6H6             C6H13,n-hexyl
     C7H8             C7H15,n-heptyl   C10H21,n-decyl   HCO
     CH2OH            CH3O             CH3OH            HCCO
     CH2CO,ketene     C6H5O,phenoxy    C6H5OH,phenol
!    N                NO               N2O               NO2
!    C7H8(L)          C10H22(L),n-dec
end  End all input for example  Jet-A/air
```

Il carattere `!` indica un commento. Si può in particolare osservare che l'ossidante specificato è l'aria (alla temperatura di 850 K), mentre il combustibile è assegnato come una miscela di 89% n–decano e 11% toluolo (a 298.15 K), entrambi allo stato liquido (L); la pressione assegnata è 30 bar (= 3 MPa), ed il rapporto in massa ossidante/combustibile è imposto pari a 50. L'uscita è richiesta in unità del sistema SI; le specie chimiche la cui concentrazione nei prodotti non supera 10^{-15} non saranno elencate nell'uscita. La combustione dei reagenti indicati può in teoria dar vita ad una moltitudine di prodotti, ma la concentrazione della maggior parte di essi risulta trascurabile. Per evitare che il codice esegua il calcolo di queste numerose specie di secondaria importanza, il file di input specifica, attraverso la chiave `only`, le sole specie presumibilmente significative, alle quali il calcolo sarà di conseguenza limitato; nell'esempio indicato si tratta di 47 specie. Si noti che sono esplicitamente escluse le specie derivanti da reazioni che coinvolgono

l'azoto (che viene quindi considerato inerte, vedi oltre); sono inoltre esclusi i componenti dell'originario combustibile *liquido*, la cui concentrazione nei prodotti sarà verosimilmente trascurabile.

Si osservi che, dovendo individuare i valori della coppia di stato (p, h), della quale solo la prima grandezza è al momento nota, il codice dovrà calcolare l'entalpia in funzione della composizione della miscela reagente, la quale ultima si ricava subito dal valore di A/F come

$$Y_f \;=\; \frac{1}{1 \,+\, A/F} \;=\; 0,0196 \tag{3.108}$$

$$Y_o \;=\; 1 \,-\, Y_f \;=\; 0,9804 \tag{3.109}$$

e delle entalpie di combustibile ed ossidante alle loro relative temperature:

$$h \;=\; Y_f\, h_f(T_f) \,+\, Y_o\, h_o(T_o) \tag{3.110}$$

Queste operazioni sono, come detto, effettuate dal codice CEA stesso.

<u>Calcolo delle condizioni di combustione adiabatica.</u>

Riportiamo ora (omettendo le parti inessenziali) il file d'uscita di CEA per il calcolo delle condizioni di combustione adiabatica in equilibrio.

```
         THERMODYNAMIC EQUILIBRIUM COMBUSTION PROPERTIES AT ASSIGNED PRESSURES

 CASE = Jet-A/air,

             REACTANT                    WT FRACTION      ENERGY      TEMP
                                          (SEE NOTE)     KJ/KG-MOL      K
 OXIDANT     Air                          1.0000000     16645.137    850.000
 FUEL        C10H22(L),n-dec              0.8900000   -249500.000    298.150
 FUEL        C7H8(L)                      0.1100000     12179.997    298.150

 O/F= 50.00000  %FUEL= 1.960784  R,EQ.RATIO= 0.298911  PHI,EQ.RATIO= 0.297843

 THERMODYNAMIC PROPERTIES

 P, BAR            30.000
 T, K             1541.23
 RHO, KG/CU M    6.7722 0
 H, KJ/KG          533.08
 U, KJ/KG          90.089
 G, KJ/KG        -11476.5
 S, KJ/(KG)(K)     7.7922

 M, (1/n)          28.928
 (dLV/dLP)t      -1.00000
 (dLV/dLT)p        1.0001
 Cp, KJ/(KG)(K)    1.2657
```

```
GAMMAs            1.2939
SON VEL,M/SEC      757.1

MOLE FRACTIONS

*Ar             9.1695-3
*CO             1.7396-7
*CO2            4.0532-2
*H              1.3277-9
HO2             3.0847-7
*H2             6.4868-8
H2O             4.1720-2
H2O2            2.2937-8
*N2             7.6454-1
*O              4.8465-7
*OH             3.2749-5
*O2             1.4401-1

 * THERMODYNAMIC PROPERTIES FITTED TO 20000.K

   PRODUCTS WHICH WERE CONSIDERED BUT WHOSE MOLE FRACTIONS
   WERE LESS THAN 1.000000E-15 FOR ALL ASSIGNED CONDITIONS

*CH             CH2             CH3             CH2OH           CH3O
CH4             CH3OH           C2H             C2H2,acetylene  CH2CO,ketene
C2H3,vinyl      C2H4            C2H5            C2H6            C3H3,1-propynl
C3H4,propyne    C3H6,propylene  C3H7,n-propyl   C3H7,i-propyl   C4H4,1,3-cyclo-
C4H6,butadiene  C4H8,1-butene   C4H9,n-butyl    C5H6,1,3cyclo-  C5H11,pentyl
C6H5,phenyl     C6H5O,phenoxy   C6H6            C6H5OH,phenol   C6H13,n-hexyl
C7H8            C7H15,n-heptyl  C10H21,n-decyl  HCO             HCCO
```

L'uscita riporta innanzitutto le proprietà energetiche dei reagenti alle temperature loro assegnate, e le concentrazioni (3.108,3.109), nonché il valore del rapporto di equivalenza corrispondente al valore imposto del rapporto in massa ossidante/combustibile; φ risulta lievemente inferiore a 0,3, come atteso. Sono poi dettagliate le proprietà dei prodotti di combustione, tra cui la temperatura adiabatica di fiamma, pari a 1541.23 K, e le concentrazioni delle specie, espresse in termini di frazione molare (solo 12 superano il limite inferiore imposto di 10^{-15}).

Dall'uscita del caso appena calcolato si può vedere che tra i prodotti di combustione sono presenti alcune specie che possiamo classificare come incombusti, la cui somma delle concentrazioni [in termini di frazioni di massa, ricavabili dalla (2.4)] risulta però estremamente bassa:

$$\sum Y_{\text{incombusti}} = Y_{\text{OH}} + Y_{\text{HO}_2} + Y_{\text{CO}} + Y_{\text{H}_2} + Y_{\text{H}} + \cdots < 0,00002 = 0,002\% \qquad (3.111)$$

Se si ripetesse lo stesso calcolo per combustione stechiometrica (che si ha per $A/F = 14{,}8$), alla quale

corrisponde ovviamente una temperatura adiabatica di fiamma sensibilmente più alta (2637,84 K contro 1541,23 K), si troverebbe una concentrazione di incombusti

$$\sum Y_{\text{incombusti}} \simeq 1,9\% \tag{3.112}$$

molto più alta (circa mille volte). I calcoli considerati sono in equilibrio; in realtà, per effetto della chimica a velocità finita, le concentrazioni di incombusti sono sicuramente maggiori. Quello che tuttavia è il caso di sottolineare è che la percentuale di incombusti è elevata per reazione stechiometrica (cioè nella zona primaria del combustore), e che la successiva diluizione dei prodotti nelle zone intermedia e di diluizione del combustore permette di abbassare notevolmente il contenuto di incombusti, migliorando in tal modo il rendimento di combustione η_b.

Calcolo delle condizioni di combustione adiabatica, includendo la chimica dell'azoto.

Nel precedente calcolo in equilibrio delle condizioni di combustione adiabatiche in camera abbiamo supposto che l'azoto si comportasse come un inerte. Volendo invece includere la chimica dell'azoto (sempre in equilibrio), occorre aggiungere alle specie chimiche sin qui considerate anche quelle derivanti da reazioni che coinvolgono l'azoto, come in particolare azoto atomico N, monossido d'azoto NO, biossido d'azoto NO_2, protossido d'azoto N_2O; un file dati per CEA che include tali specie è quello denominato jetaairN.inp, ancora disponibile su [125], qui sotto riportato.

```
!  EXAMPLE Jet-A/air with N chemistry:
!     (a)  Combustion or assigned-enthalpy-and-pressure problem (hp).
!     (b)  Fuel is surrogate kerosene 89% C10H22, 11% C7H8 at 298.15 K
!          The oxidant is air at 850 K.
!     (c)  A single value of the oxidant-to-fuel weight ratio is assigned.
!          Weight fractions are fractions of fuel relative to total fuel and
!          fractions of oxidant relative to total oxidant.
!     (d)  Mixture enthalpy is calculated from reactant values given in
!          thermo.lib. This is because data for these species are given in
!          thermo.lib and the species names match exactly.
!     (e)  Only some 50 species are included in the product data base ('only' dataset).
!          Note:  these species names must match those used in thermo.lib.
!     (f)  Assigned pressures is 30 bar.
!     (g)  Mixture properties are to be printed in SI units (siunits).
!     (h)  Mole fractions > 1.e-15 are to be in e-format (trace=1.e-15).
!
reac
     oxid Air                wtfrac= 1      t(k) = 850.
     fuel C10H22(L),n-dec    wtfrac= 0.89   t(k) = 298.15
     fuel C7H8(L)            wtfrac= 0.11   t(k) = 298.15
prob   case=Jet-A/air+N,   hp,  p(bar)=30.,    o/f  = 50.
output siunits,  trace=1.e-15
only H2             H               O2             O
     OH             H2O             HO2            H2O2
     N2             Ar              CO             CO2
     CH             CH2             CH3            CH4
     C2H            C2H2,acetylene  C2H3,vinyl     C2H4
```

```
     C2H5             C2H6             C3H3,1-propynl  C3H4,propyne
     C3H6,propylene   C3H7,i-propyl    C3H7,n-propyl   C4H4,1,3-cyclo-
     C4H6,butadiene   C4H8,1-butene    C4H9,n-butyl    C5H6,1,3cyclo-
     C5H11,pentyl     C6H5,phenyl      C6H6            C6H13,n-hexyl
     C7H8             C7H15,n-heptyl   C10H21,n-decyl  HCO
     CH2OH            CH3O             CH3OH           HCCO
     CH2CO,ketene     C6H5O,phenoxy    C6H5OH,phenol
     N                NO               N2O              NO2
!    C7H8(L)          C10H22(L),n-dec
end  End all input for example  Jet-A/air+N
```

Si noti che in questo file non sono più escluse dai prodotti le specie derivanti da reazioni che coinvolgono l'azoto. Ripetendo quindi il calcolo, sempre per $A/F = 50$, si ottiene la seguente uscita:

```
         THERMODYNAMIC EQUILIBRIUM COMBUSTION PROPERTIES AT ASSIGNED PRESSURES
 CASE = Jet-A/air+N,
 .............................
 O/F= 50.00000  %FUEL= 1.960784  R,EQ.RATIO= 0.298911  PHI,EQ.RATIO= 0.297843
 THERMODYNAMIC PROPERTIES
 P, BAR            30.000
 T, K             1538.22
 RHO, KG/CU M    6.7855 0
.............................
 M, (1/n)          28.928
.............................
 Cp, KJ/(KG)(K)    1.2829
 GAMMAs            1.2887
 SON VEL,M/SEC      754.8

 MOLE FRACTIONS
 *Ar             9.1696-3
 *CO             1.6703-7
 *CO2            4.0533-2
 *H              1.2599-9
 HO2             3.0129-7
 *H2             6.2570-8
 H2O             4.1721-2
 H2O2            2.2512-8
 *N              2.515-14
 *NO             1.1946-3
 NO2             2.6003-5
 *N2             7.6394-1
 N2O             3.9168-7
 *O              4.6518-7
 *OH             3.1921-5
 *O2             1.4338-1
```

L'output del codice dà quindi in particolare le concentrazioni delle specie nei prodotti, incluse quelle delle specie azotate: si vede che la specie presente in maggiore concentrazione (dopo ovviamente lo

N_2) è il monossido d'azoto, circa lo 0,119% in frazione molare. Dall'analisi dei risultati precedenti si evince che considerare la chimica dell'azoto ha un impatto minimo dal punto di vista energetico (la temperatura adiabatica di fiamma si abbassa di soli 3 K). Tuttavia, in realtà la chimica dell'azoto è alquanto lenta ($t_c \gg t_s$), per cui in effetti le concentrazioni di ossidi di azoto saranno (fortunatamente) ben lontane da quelle di equilibrio. Non ha quindi senso calcolarne la concentrazione in equilibrio.

3.2.4 Regimi di combustione

Analizziamo ora in maggior dettaglio le caratteristiche della combustione nei due regimi limite citati precedentemente, vedi fig. 3.26. In una fiamma laminare *premiscelata* (quindi evidentemente sia combustibile che ossidante si trovano allo stato gassoso) la velocità di propagazione della fiamma è una proprietà determinata dai fenomeni di cinetica chimica e di diffusione (in particolare conduzione di calore). Per una miscela stechiometrica cherosene/aria alla pressione atmosferica, il valore della velocità di propagazione laminare S_L è intorno ai 0,43 m/s. Più in generale, essa dipende dalla composizione della miscela (combustibile/ossidante), dal relativo rapporto di equivalenza, dalla pressione, e dalla temperatura iniziale della miscela; i valori tipici sono comunque intorno ai 0,3 – 0,4 m/s (fa eccezione l'idrogeno, con valori intorno ai 2,5 m/s). Se supponiamo di avere flusso laminare di una miscela combustibile/aria in un condotto, alla velocità u, possono verificarsi tre evenienze: 1) se $u = S_L$ la fiamma laminare rimarrà in una posizione fissa nel tubo; 2) se $u > S_L$ la fiamma sarà progressivamente trascinata dal flusso verso l'uscita del tubo, dando luogo al cosidetto *flameout*; 3) se $u < S_L$ la fiamma risale entro il tubo (*flashback*).

Abbiamo però visto che nei combustori la combustione è sicuramente turbolenta. Il fronte di fiamma allora, anziché essere piano come nel caso precedentemente considerato, sarà fortemente corrugato, presentando perciò un'area molto maggiore di quella della sezione del combustore. Poiché in ogni punto del fronte la fiamma si propaga con velocità S_L (normale al fronte di fiamma), la fiamma nel suo insieme consumerà una quantità di miscela fresca per unità di tempo, $\dot{m}_{bruciata}$, molto maggiore di quanto farebbe una fiamma piana, per cui la velocità *apparente* di avanzamento della fiamma in un condotto di sezione A, o velocità della fiamma turbolenta,

$$S_T = \frac{\dot{m}_{bruciata}}{\rho A} \tag{3.113}$$

sarà di gran lunga maggiore di quella laminare. Essa aumenta con l'aumentare dell'intensità della turbolenza, definita questa come rapporto tra lo scarto quadratico medio (rms, *root mean square*)

delle fluttuazioni di velocità, e la velocità media.

Nelle fiamme *nonpremiscelate* invece il fattore che controlla la combustione è la diffusione reciproca del combustibile nell'ossidante; la combustione infatti può aversi solo laddove i due reagenti si sono mescolati fino ad arrivare ad una composizione circa stechiometrica. In questo caso *non* esiste una velocità intrinseca di propagazione della fiamma, e la fiamma rimane ancorata dove combustibile ed ossidante entrano in contatto, permettendo quindi una combustione più stabile e sicura. Se combustibile ed ossidante sono entrambi in forma gassosa si parla di combustione omogenea, se invece il combustibile è in forma condensata (liquido o solido) si parla di combustione eterogenea.

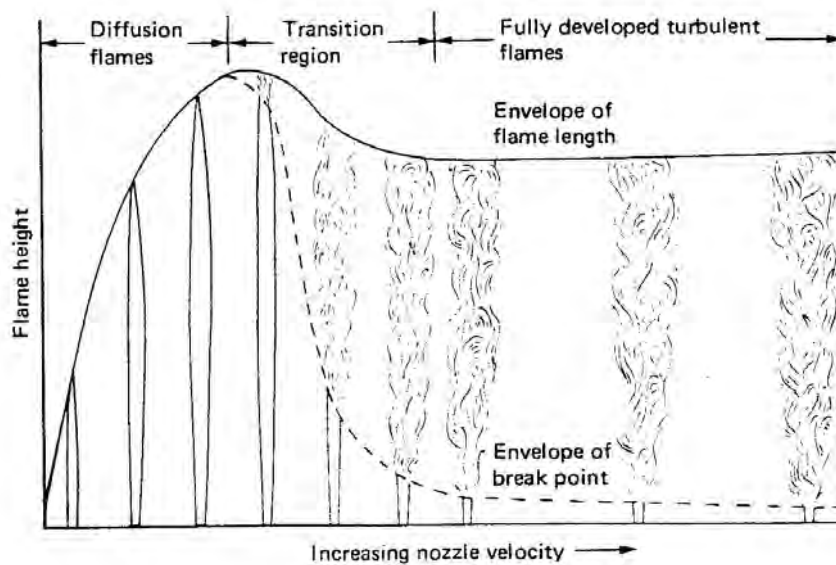



Figure 3.33: Modifica dell'aspetto di una fiamma nonpremiscelata al variare della velocità del getto di combustibile, da [104].

In una fiamma nonpremiscelata cosidetta a getto (*jet flame*) il combustibile viene iniettato attraverso un ugello di diametro D_j nell'aria ambiente, oppure in una corrente coassiale di ossidante. Se il numero di Reynolds del getto $Re_j = \rho_f \, u_f \, D_j/\mu_f$ è basso, la fiamma risulta laminare, e la sua lunghezza va aumentando all'aumentare della velocità u_f con il quale il combustibile è iniettato nell'ossidante (e quindi anche di Re_j), vedi fig. 3.33. Oltre $Re_j \simeq 8000$ (valore indicativo) l'estremità della fiamma comincia a diventare turbolenta; aumentando ulteriormente Re_j la lunghezza della fiamma inizialmente si riduce un poco, poi rimane sensibilmente costante, mentre aumenta la frazione della lunghezza della fiamma in cui il moto è turbolento.

In una fiamma *eterogenea*, prima di potersi avere la combustione occorre che il combustibile evapori, e quindi si misceli con l'ossidante. Il processo di evaporazione è alimentato dal calore scambiato dai

prodotti caldi con le goccioline fredde, il quale serve per riscaldarle e per fornire il calore latente di evaporazione. Ovviamente, per effetto dello scambio di calore la temperatura delle goccioline T_d (dove d sta per *droplets*, goccioline) aumenta, mentre per effetto dell'evaporazione il diametro D_d si riduce progressivamente.

3.3 Rendimento di combustione

Per avere un alto rendimento di combustione η_b occorre che il tempo di residenza del combustibile in camera sia sufficiente a completare i processi di evaporazione, miscelamento con l'ossidante, e reazione chimica. Quindi, il tempo di residenza t_s dovrà essere maggiore della somma dei tempi di evaporazione t_e, miscelamento t_m e reazione chimica t_c:

$$t_s \geq t_e + t_m + t_c \tag{3.114}$$

Normalmente questi ultimi tre tempi non sono dello stesso ordine di grandezza, ma spesso uno risulta molto maggiore degli altri, per cui il tempo determinante al fine di assicurare la completezza della combustione sarà il più lungo dei tre. Possono anche verificarsi situazioni in cui due tempi sono circa dello stesso ordine di grandezza (mentre il terzo è molto minore), per cui risultano entrambi controllanti. Quale dei tre sia il tempo controllante dipende dalle condizioni operative (avviamento o *start–up*, *idle* ossia funzionamento al minimo, decollo, salita, crociera).

Analizziamo separatamente la dipendenza dei tre tempi citati dalle condizioni operative.

3.3.1 Tempo di evaporazione

Il tempo di evaporazione dipende dalle dimensioni delle gocce, dall'intensità della turbolenza, e dalla pressione in camera. Per quanto riguarda il diametro, occorre osservare che un iniettore genera uno *spray* di goccioline con un'ampia distribuzione di diametri. Per individuare un diametro rappresentativo, si adotta il diametro medio di Sauter o *SMD*, definito come

$$SMD = \frac{\sum_i n_i D_i^3}{\sum_i n_i D_i^2} \tag{3.115}$$

dove n_i designa il numero di goccioline di diametro D_i; la sommatoria è estesa su tutti i possibili diametri delle goccioline. Possiamo quindi dire che il diametro medio di Sauter è il diametro di una

gocciolina che ha lo stesso rapporto volume/area dello *spray* considerato. L'adozione del diametro medio di Sauter come grandezza rappresentativa del diametro delle goccioline in fase di evaporazione deriva dal fatto che la frazione della massa della goccia che evapora nell'unità di tempo può essere espressa come rapporto tra calore ricevuto dalla goccia per convezione nell'unità di tempo, e quantità di calore necessaria per vaporizzarla completamente:

$$\frac{\mathsf{h}_c\, \Delta T\, S_d}{\Delta h_v\, \rho_f\, V_d} = \frac{\mathsf{h}_c\, \Delta T\, \pi\, D_d^2}{\Delta h_v\, \rho_f\, \pi\, D_d^3/6} \propto \frac{D_d^2}{D_d^3} \tag{3.116}$$

dove h_c è il coefficiente di scambio termico per convezione, ΔT è la differenza di temperatura tra i gas caldi e la goccia, Δh_v è il calore latente di evaporazione del combustibile, ρ_f la sua densità, e S_d, V_d e D_d sono rispettivamente la superficie laterale, il volume ed il diametro della gocciolina. Si vede dunque che tale grandezza dipende da un rapporto (ancorché l'inverso) del tipo di quello indicato in (3.115).

La fig. 3.34 riporta la frazione (in massa) di combustibile (in questo caso per motori diesel) vaporizzato in funzione del tempo di residenza. Essa indica chiaramente come il tempo necessario per avere completa evaporazione delle goccioline decresce al diminuire delle dimensioni delle goccioline stesse, coerentemente con la (3.116) che indica una più rapida evaporazione per gocce di piccolo diametro, sottolineando quindi l'importanza di atomizzare finemente il combustibile.

I tre pannelli della fig. 3.35, relativi a tre diversi valori della pressione, evidenziano che in ogni caso si ha una diminuzione del tempo necessario a far evaporare le goccioline all'aumentare dello scarto quadratico medio (grandezza *root mean square*) della velocità dovuto alle fluttuazioni turbolente (qui indicato semplicemente come u' per concisione, ma che più correttamente dovrebbe essere indicato come $\sqrt{\overline{u'^2}}$), quindi dell'intensità della turbolenza. All'aumentare della pressione, il tempo di residenza necessario per l'evaporazione della goccioline resta invariato se $u' = 0$, cioè se la combustione è laminare, ma in presenza di turbolenza (come *sempre* avviene in camera) si vede che il tempo di residenza necessario per l'evaporazione diminuisce con p_3. L'evaporazione può quindi diventare il fattore controllante a bassi valori di p_3, tipicamente all'avviamento, in quanto in queste condizioni essa comporta tempi molto lunghi.

Il comportamento al variare dell'intensità della turbolenza e della pressione può essere spiegato considerando un numero di Reynolds relativo al flusso turbolento dei gas caldi sulla gocciolina

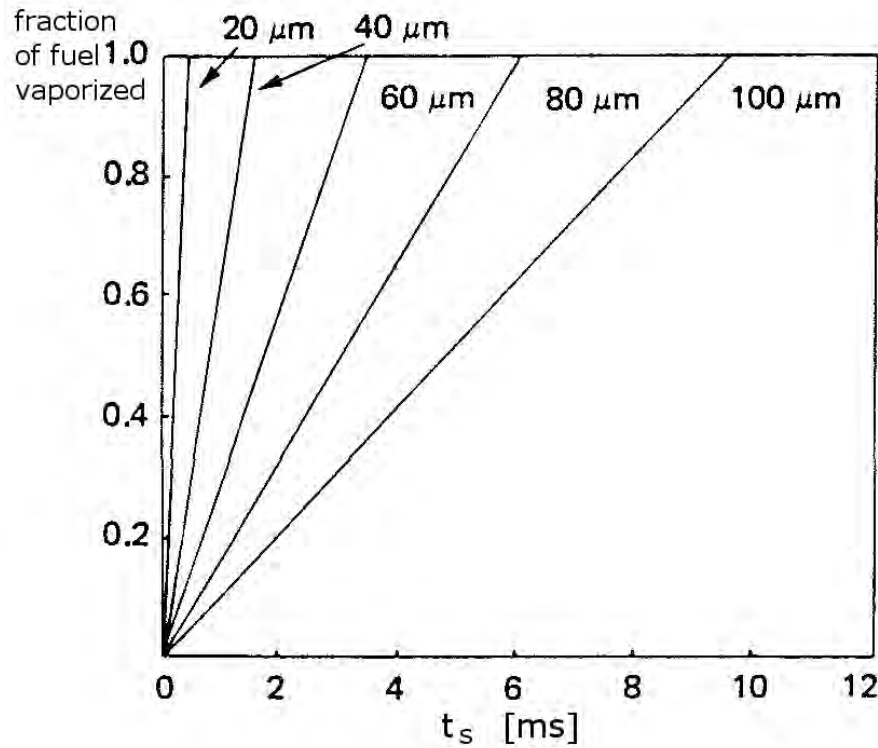



Figure 3.34: Frazione di combustibile (diesel) vaporizzato in funzione del tempo di residenza, per diversi valori del diametro medio di Sauter, adattata da [104].

$$Re_d = \frac{\rho\, u'\, D_d}{\mu} = \frac{p_3\, u'\, D_d}{\mu\, R\, T_3} \tag{3.117}$$

dove ρ e μ sono densità e coefficiente di viscosità dinamica del gas. Tale numero di Reynolds può essere messo in relazione al numero di Nusselt

$$Nu_d = \frac{\mathsf{h}_c\, D_d}{\lambda} \tag{3.118}$$

dove λ designa il coefficiente di conducibilità termica del gas, attraverso la relazione empirica di Dittus–Boelter (anche se tale relazione ha solo valore indicativo nel caso in questione)

$$Nu_d = 0,023\, Re_d^{0,8}\, Pr^{1/3} \tag{3.119}$$

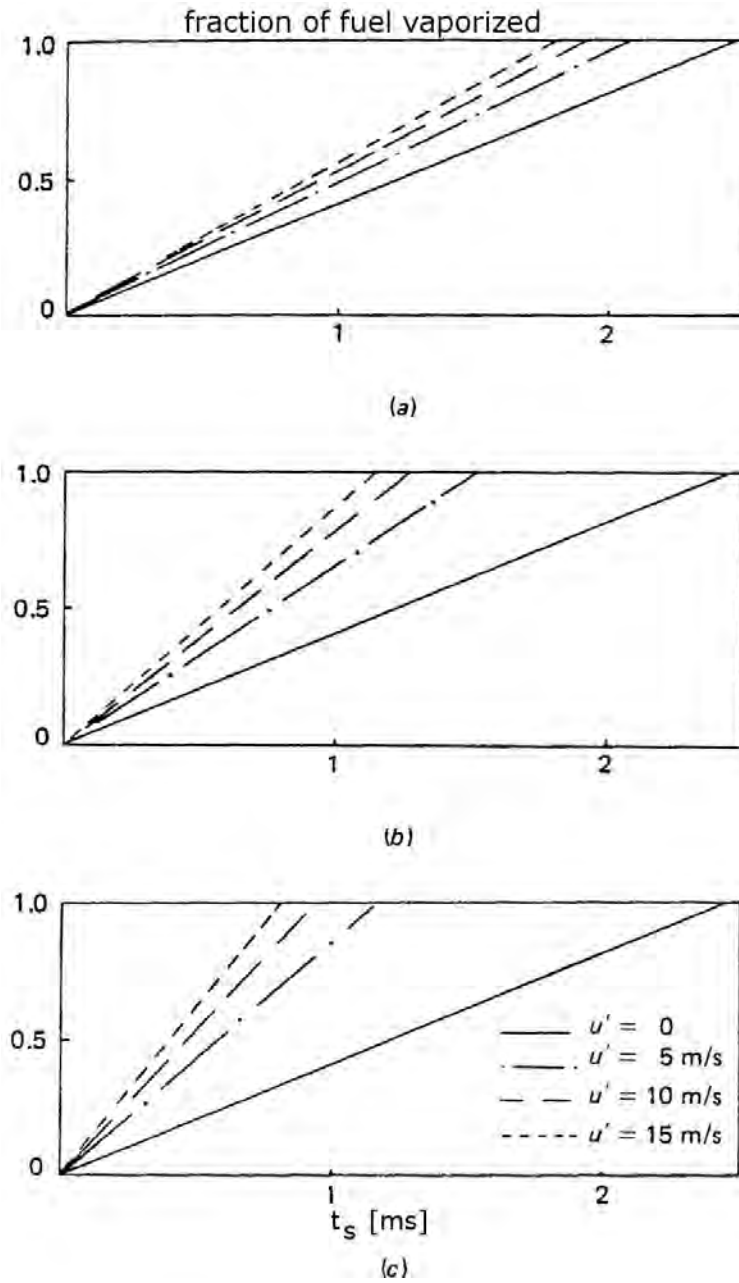



Figure 3.35: Frazione di combustibile (cherosene) vaporizzato in funzione del tempo di residenza, per $SMD = 60$ μm, e per diversi valori della pressione (a) 0,1 MPa, b) 1 MPa, c) 3 MPa) e della rms della velocità, adattata da [104].

essendo Pr il numero di Prandtl del gas. Il coefficiente di scambio termico per convezione, che determina il calore ricevuto dalla goccia e quindi il tasso con la quale essa evapora, risulta perciò proporzionale a Nu_d e quindi a $Re_d^{0,8}$ attraverso la (3.119). Dalla (3.117) si deduce quindi che tanto un

aumento dell'intensità della turbolenza quanto un aumento della pressione facilitano l'evaporazione della goccia.

3.3.2 Tempo di miscelamento

Vediamo ora il tempo di miscelamento, che può essere preso, sulla base di semplici considerazioni di ordine dimensionale, inversamente proporzionale al tasso di miscelamento $\dot{m}_{mix}$ (kg/s di reagenti che si mescolano, in particolare combustibile ed aria, per combustione nonpremiscelata, oppure miscela combustibile/aria e prodotti caldi, i quali ultimi accendono la miscela fresca, per combustione premiscelata):

$$t_m \propto \frac{1}{\dot{m}_{mix}} \tag{3.120}$$

Ricordiamo che l'espressione del flusso diffusivo (per unità di area) nell'equazione delle specie (3.74) è $\rho\, D_i\, \partial Y_i/\partial x_k$, dove $\rho\, D_i$ è quindi il coefficiente di diffusione. Possiamo perciò esprimere il tasso di miscelamento come il prodotto di un coefficiente di diffusione, un'area, ed un gradiente di concentrazione. Per ricavare una stima dell'ordine di grandezza di questi tre fattori, ricorriamo a semplici considerazioni di ordine dimensionale, facendo riferimento a valori tipici delle grandezze entro il combustore:

$$\dot{m}_{mix} \propto \text{[DIFFUSIVITÀ]} \cdot \text{[AREA]} \cdot \text{[GRADIENTE DI CONCENTRAZIONE]} \tag{3.121}$$

Per quanto riguarda il coefficiente di diffusione, esso ha dimensioni, dalla (3.121) stessa, $[\rho\, D_i] = [(\dot{m}/A)/(\partial Y_i/\partial x_k)] = [\rho\, u\, l]$ (la concentrazione è adimensionale); notiamo che in un flusso turbolento la diffusione dovuta alla turbolenza è estremamente più efficace di quella molecolare[33] (dovuta cioè all'agitazione termica delle molecole), per cui il suo valore sarà legato ai valori della velocità del flusso, piuttosto che alle proprietà diffusive del gas (coefficiente di diffusione molecolare, viscosità molecolare, conducibilità molecolare). Possiamo per esempio prendere come valore rappresentativo il valore della velocità u_j del getto d'aria che entra attraverso le perforazioni del *liner*; chiamata poi $\rho = \rho_3$ la densità del flusso d'aria in ingresso, ed l una dimensione caratteristica del combustore, si

[33]Il rapporto tra l'efficacia della turbolenza come agente di mescolamento e quella dell'agitazione termica può essere valutato intorno a $Re/1000$, quindi per esempio per una camera di combustione operante a $Re = 100\,000$ la turbolenza sarà circa 100 volte più efficace dell'agitazione termica, vedi [126], par 2.3.

ha che il coefficiente di diffusione (turbolenta) ha un ordine di grandezza dato da $[\rho_3\, u_j\, l]$. Per l'area, secondo termine della (3.121), avremo ovviamente un ordine di grandezza $[l^2]$, e per il gradiente di concentrazione, terzo termine, $[1/l]$. Si arriva quindi a poter assumere la portata di miscelamento proporzionale a

$$\dot{m}_{mix} \;\propto\; [\rho_3\, u_j\, l] \,\cdot\, [l^2] \,\cdot\, \left[\frac{1}{l}\right] \;=\; \rho_3\, u_j\, l^2 \tag{3.122}$$

In questa espressione possiamo a sua volta esprimere ρ_3 attraverso l'equazione di stato:

$$\rho_3 \;=\; \frac{p_3}{R\,T_3} \tag{3.123}$$

Per la velocità del getto d'aria (assunto incompressibile, essendo le velocità molto basse in confronto alla velocità del suono) ricorriamo in prima approssimazione all'equazione di Bernouilli (3.9)

$$u_j \;\simeq\; \left(\frac{2\,\Delta p_{liner}}{\rho_3}\right)^{1/2} \tag{3.124}$$

Nella conseguente espressione della portata di miscelamento è conveniente far comparire il rapporto tra caduta di pressione attraverso il *liner* e pressione all'ingresso del combustore, il quale si mantiene sensibilmente costante per un dato disegno (con valori dell'ordine di pochi %):

$$\dot{m}_{mix} \;\propto\; \rho_3 \sqrt{\frac{\Delta p_{liner}}{\rho_3}}\, l^2 \;=\; \sqrt{\rho_3\, \Delta p_{liner}}\, l^2 \;=\; \sqrt{\frac{p_3}{R\,T_3}}\,\sqrt{\Delta p_{liner}}\, l^2 \;\propto\; \frac{p_3}{\sqrt{T_3}}\sqrt{\frac{\Delta p_{liner}}{p_3}}\, l^2 \tag{3.125}$$

Quindi, fissati T_3, l e $\Delta p_{liner}/p_3$, si ricava che la portata di miscelamento è direttamente proporzionale alla pressione in camera, e quindi il tempo di miscelamento è inversamente proporzionale ad essa per la (3.120)

$$t_m \propto \frac{1}{p_3} \tag{3.126}$$

Va osservato che in effetti al variare di p_3 (cioè del rapporto di compressione globale β_o) varia anche la T_3, ma secondo una dipendenza piuttosto debole, $T_3 \propto \beta_o^{(\gamma-1)/\gamma}$ per una trasformazione ideale (isentropica); poiché poi la T_3 compare sotto radice quadrata, la dipendenza di $\dot{m}_{mix}$, e quindi di t_m dalla variazione di T_3 dovuta a variazioni del rapporto di compressione risulta alquanto limitata $[(\gamma-1)/(2\,\gamma) = 0.143$ per $\gamma = 1,4]$, ed in prima approssimazione trascurabile nell'ambito di questa trattazione intesa solo ad individuare un ordine di grandezza del tempo di miscelamento.

3.3.3 Tempo chimico

In modo simile a quanto visto sopra, si può assumere il tempo caratteristico dei processi chimici sia inversamente proporzionale alla quantità di combustibile che riesce a bruciare nell'unità di tempo, per unità di volume:

$$t_c \propto -\frac{1}{w_f} \tag{3.127}$$

dove con w_f abbiamo indicato la sommatoria dei termini di produzione delle specie, estesa a tutte le specie combustibili (come abbiamo ricordato più volte, il cherosene è una miscela di numerose specie); il segno meno è dovuto al fatto che w_f è evidentemente negativo, in quanto le specie combustibili vengono distrutte nel processo di combustione ($\Delta\nu_{i,k} < 0$). Se questo tempo caratteristico risulta essere il fattore controllante, ovverosia è molto più lungo degli altri, vuol dire che le reazioni sono lontane dall'equilibrio, per cui possiamo trascurare il termine *backward* ed esprimere il tasso di formazione (in senso algebrico, come detto il combustibile ovviamente viene distrutto in camera) del combustibile come

$$w_f = \sum_{\substack{specie\\combustibili}} \mathcal{M}_i \sum_{k=1}^{M} \Delta\nu_{i,k}\, \rho^{m_k}\, B_k\, T^{\alpha_k} \exp\left(-\frac{E_k}{\mathcal{R}T}\right) \prod_{j=1}^{N} \left(\frac{Y_j}{\mathcal{M}_j}\right)^{\nu'_{j,k}} \tag{3.128}$$

dove per la maggior parte delle reazioni si ha $m_k = 2$ (reazioni bimolecolari). Fissate temperature e concentrazioni, risulta quindi una dipendenza di w_f da ρ^2, che a sua volta è proporzionale al quadrato della pressione in camera per la (3.123). In realtà i dati sperimentali rivelano che un migliore accordo si ottiene se si assume un esponente lievemente più basso (da 1,75 a 1,8); ciò è dovuto al fatto che all'aumentare della pressione le reazioni *backward* (trascurate nella 3.128)) assumono progressivamente maggior importanza (il sistema si avvicina all'equilibrio chimico), riducendo il tasso netto di produzione. In ultima analisi, si può indicativamente ipotizzare, in virtù della (3.127)

$$t_c \propto \frac{1}{p_3^{1,75}} \tag{3.129}$$

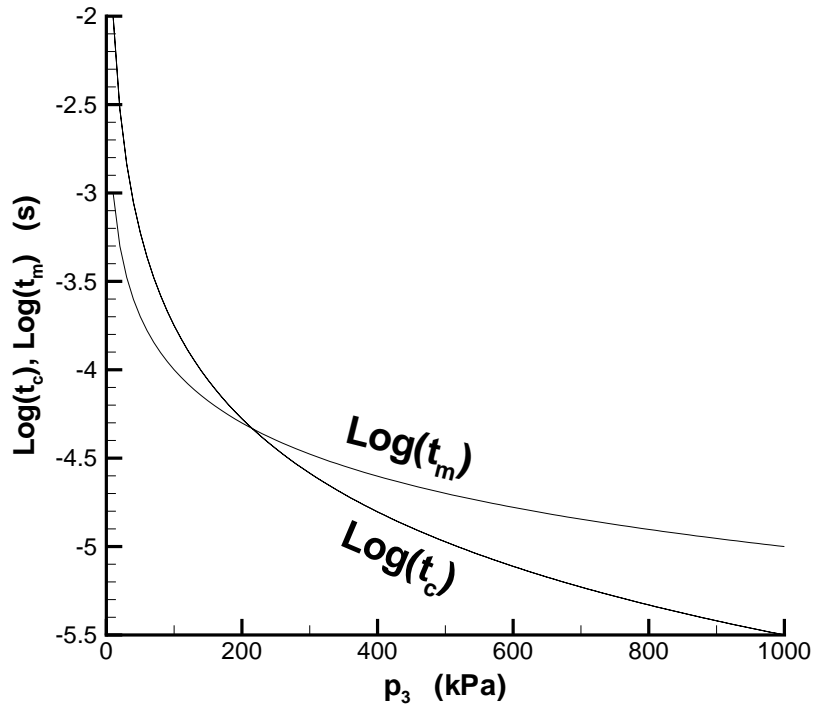



Figure 3.36: Andamento tipico del tempo chimico caratteristico e del tempo di miscelamento, in funzione della pressione in camera.

3.3.4 Impatto sul rendimento di combustione

Poiché $t_c \propto 1/p_3^{1,75}$, mentre $t_m \propto 1/p_3$, l'andamento qualitativo dei tempi citati in funzione della pressione in camera è indicativamente come riportato in fig. 3.36, con il tempo chimico che risulta controllante per pressioni in camera all'incirca sotto i 100 kPa, ed il tempo di miscelamento che diventa controllante per pressioni orientativamente sopra i 300 kPa; ci sarà poi una regione intermedia nella quale i due tempi risultano circa dello stesso ordine di grandezza.

Il tempo di evaporazione, se il combustibile è efficacemente atomizzato (ridotto in goccioline di piccolo diametro), risulta in genere più breve dei precedenti (ma all'avviamento del motore le cose possono andare diversamente, a causa della bassa temperatura e pressione dell'aria in camera, che rendono difficoltosa l'evaporazione delle goccioline).

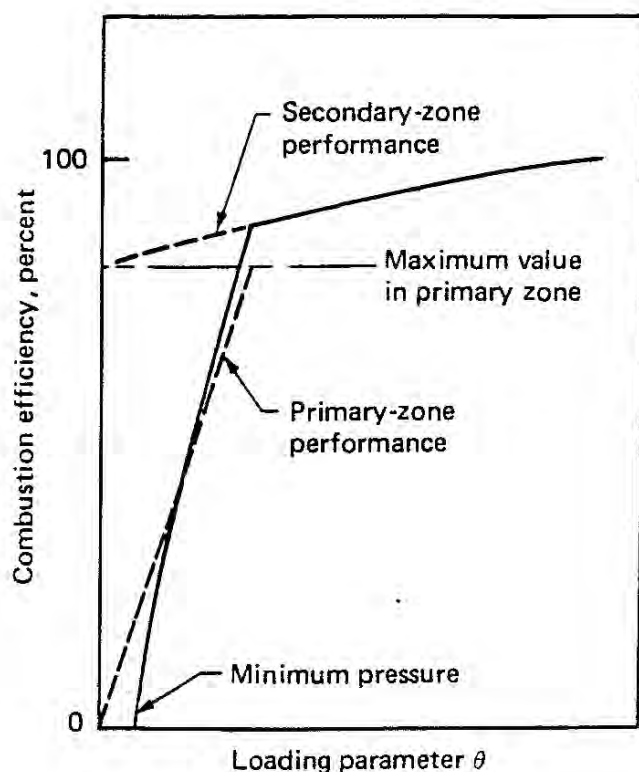



Figure 3.37: Curva teorica del rendimento di combustione, da [104].

Possiamo quindi dire che la combustione è tanto più completa quanto più è piccolo il tempo controllante (cioè il più lungo dei tre considerati), relazione che possiamo *indicativamente* mettere nella forma di una proporzionalità inversa tra rendimento di combustione e tempo controllante

$$\eta_b \propto \frac{1}{\max(t_e, t_m, t_c)} \tag{3.130}$$

Abbiamo appena visto che in genere per $p_3 < 100$ kPa il tempo controllante è $t_c \propto 1/p_3^{1,75}$, mentre per $p_3 > 300$ kPa il tempo controllante è $t_m \propto 1/p_3$; se dunque grafichiamo η_b in termini di un *parametro di carico* (proporzionale alla potenza termica generata in camera) in cui compare il fattore $p_3^{1,75}$ (ma può essere definito in modo da includere anche la dipendenza dalla temperatura T_3 all'ingresso del combustore, dalla portata d'aria $\dot{m}_a$ attraverso di esso, e dalle sue dimensioni), si avrà che per $p_3 < 100$ kPa l'andamento è rettilineo, mentre per $p_3 > 300$ kPa segue un esponente $1/1.75$, cioè circa 0.57; per pressioni intermedie si avrà un raccordo tra i due rami di curva, vedi fig. 3.37. Possiamo dunque pensare che nel tratto per $p_3 < 100$ kPa, dove la chimica a velocità finita è il fattore controllante, quello che determina la completezza della combustione è la velocità delle reazioni nella zona primaria. La combustione è tanto più completa quanto maggiore è la pressione, finché non si arriva ad una situazione nella quale la combustione è praticamente in equilibrio, e la sua completezza è limitata solo dagli incombusti necessariamente presenti in questa situazione. Per pressioni elevate quindi la combustione è prossima all'equilibrio; nella diluizione (nelle zone intermedie e di diluizione, globalmente indicate come 'zona secondaria') dei prodotti formatisi nella zona primaria, la dissociazione dei prodotti di combustione regredisce per effetto dell'abbassamento di temperatura (con conseguente rilascio di calore – le reazioni di ricombinazione sono esotermiche), avvicinando perciò η_b all'unità. Per il modo in cui è stata ricavata, il primo tratto di curva dovrebbe in teoria scendere fino a pressione nulla, ma vedremo subito che ciò non è possibile.

Infatti, i limiti di infiammabilità, vedi par. 3.2, impediscono la combustione al disotto di una certa pressione, qualunque sia il rapporto di equivalenza (ma questa pressione limite per il cherosene è circa 7,5 kPa, che equivale alla pressione ambiente a circa 18000 m di quota, al disopra quindi delle possibilità degli aerei civili). Più importante è invece il fatto che al diminuire della pressione in camera il tasso di rilascio di calore, dato da $w_f\, Q_f$, dove w_f è (in modulo) il tasso di formazione del combustibile e Q_f il suo potere calorifico, diminuisce come la potenza 1,75 della pressione; una parte di questo calore rilasciato sarà scambiato con le pareti del *liner*, e questa perdita di calore (principalmente per convenzione) varia invece molto poco con la pressione. Al diminuire di p_3 si arriverà dunque ad una situazione in cui il calore scambiato con le pareti eguaglia quello generato, e la fiamma allora si spegne. Inoltre, al diminuire di p_3 i tempi di evaporazione diventano più lunghi (perché anche la temperatura risulta più bassa, vedi commento a (3.125)), riducendo quindi ulteriormente la completezza della combustione e con essa il rilascio di calore. Il risultato di questo è che al disotto di una certa pressione ambiente (ossia al disopra di una certa quota) diventa difficoltoso

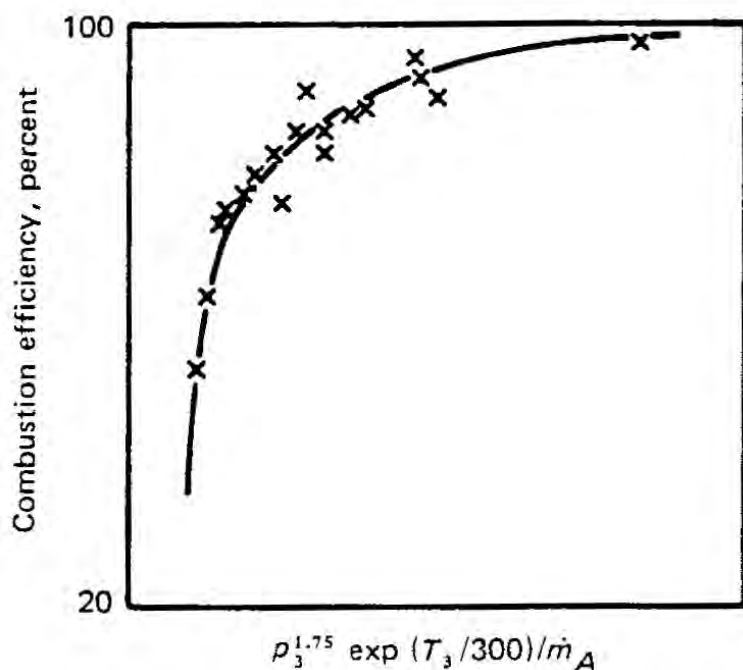



Figure 3.38: Curva effettiva del rendimento di combustione, da [104].

riaccendere il combustore in volo nel caso di *flameout*. La curva in fig. 3.38 riporta un andamento tipico reale della curva (contrapposto al caso ideale in fig. 3.37); si noti che essa non passa appunto per l'origine ($p_3 = 0$).

Per avere un alto rendimento di combustione bisogna perciò avere un tempo di residenza in camera abbastanza lungo in confronto alla somma $t_e + t_m + t_c$; il tempo di residenza può indicativamente essere stimato come

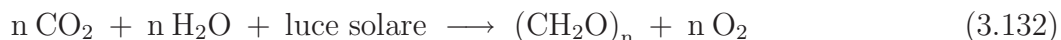
$$t_s \simeq \frac{V_c}{\dot{V}} \simeq \frac{V_c}{\dot{m}_a/\rho_3} \tag{3.131}$$

essendo V_c il volume della camera di combustione e $\dot{V}$ la portata di volume in camera (in massima parte dovuta all'aria). Essendo l'area trasversale della camera di combustione sostanzialmente dettata da considerazioni di resistenza aerodinamica ed ingombro, per aumentare t_s non rimane che allungare il *liner*, ma occorre trovare un compromesso, perché un *liner* troppo lungo comporta un sensibile aumento di peso, vedi par. 3.1. Sarà quindi senz'altro preferibile tentare di agire sul secondo membro della (3.114), migliorando l'atomizzazione, promuovendo la turbolenza, elevando la pressione

al fine di ridurre i tre tempi che vi figurano. Si deve inoltre cercare di contenere la quantità di aria utilizzata per il raffreddamento del *liner*; infatti l'aria (relativamente fredda, in quanto è quella che esce dal compressore) utilizzata per il raffreddamento ostacola la combustione del combustibile che diffonde nello strato limite in prossimità del *liner*, abbassando in tal modo η_b. Se allora i fori di iniezione dell'aria di raffreddamento sono molto spaziati, la miscela aria/combustibile che lambisce la parete subisce un notevole incremento di temperatura tra un foro e l'altro; poiché in ogni caso tale temperatura non può superare i limiti dettati dalla resistenza del materiale delle pareti del *liner*, bisognerà allora abbassare considerevolmente la temperatura dello strato limite in corrispondenza ad ogni foro mediante massiccia iniezione di aria di raffreddamento, per consentire al fluido di arrivare fino al foro successivo con una temperatura ancora accettabile; questo richiede l'utilizzo di una quantità notevole di aria. Se invece i fori sono più vicini, sarà necessario un raffreddamento minore, e quindi anche un quantitativo di aria minore, con un minore effetto negativo sulla combustione. L'ideale sarebbe avere aria immessa con continuità attraverso la parete del *liner*, situazione che è approssimata nel raffreddamento per traspirazione, vedi fig. 3.18.

3.4 Combustibili per aviazione

Vediamo innanzitutto come i giacimenti di idrocarburi si sono formati nel corso delle ere geologiche. La reazione di fotosintesi trasforma la CO_2 atmosferica e l'acqua in carboidrati $(CH_2O)_n$ più ossigeno:

$$\mathrm{n\,CO_2 + n\,H_2O + luce\ solare \longrightarrow (CH_2O)_n + n\,O_2} \tag{3.132}$$

I carboidrati sono poi convertiti in grassi $(CH_2)_nO_m$ dalle piante (in questo caso i grassi si accumulano nei semi, come si può facilmente vedere in particolare nel caso delle olive e della frutta a guscio – noci e simili) e negli animali. Poiché nei grassi $(CH_2)_nO_m$ l'indice m è in genere molto minore di n, la composizione dei grassi è prossima a $(CH_2)_n$, ed in ogni caso il rapporto fra numero di atomi di idrogeno e carbonio è prossimo a due (ed in effetti negli idrocarburi liquidi si riscontrano valori in genere intorno a 2).

Gli idrocarburi sono miscele complesse di diverse famiglie di specie chimiche, vedi fig. 3.39:

- le *paraffine* (dette anche idrocarburi *alifatici*) sono idrocarburi a catena diritta, in cui gli atomi di carbonio sono tutti allineati tra loro. Ciascun atomo di carbonio (tetravalente) scambia una valenza con l'atomo di carbonio che lo precede ed una con quello che lo segue nella catena, ed altre due valenze con atomi di idrogeno (monovalente) posti sui due lati della catena; alle estremità, altri due atomi di idrogeno terminano la catena, per cui, indicato con n il numero

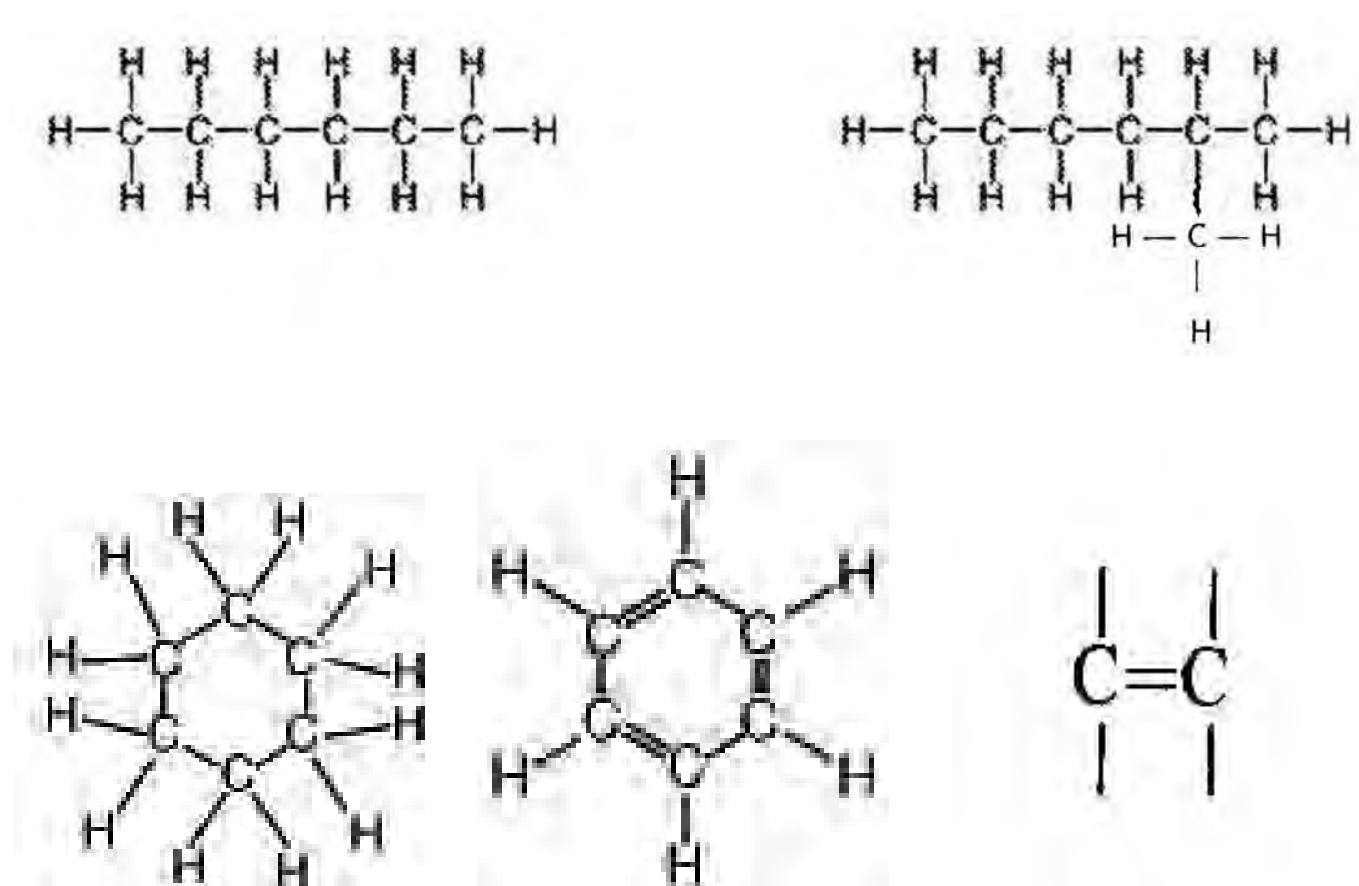



Figure 3.39: Idrocarburi paraffinici (in alto a sinistra), isoparaffinici (in alto a destra), cicloparaffinici (in basso a sinistra), aromatici (in basso al centro), e olefinici (in basso a destra).

di atomi di carbonio, la formula è del tipo C_nH_{2n+2} (ad esempio metano CH_4, etano C_2H_6, propano C_3H_8, n–butano C_4H_{10}, ..., n–eptano C_7H_{16}, n–ottano C_8H_{18}, ..., n–decano $C_{10}H_{22}$, ...);

- nella famiglia delle *isoparaffine* (o idrocarburi *isoalifatici*) uno degli atomi laterali di idrogeno (per n maggiore o uguale a 3) è sostituito da un gruppo CH_3 (quindi con una valenza libera), dando luogo ad un composto con la stessa formula bruta di una paraffina, ma con una differente struttura; si ha per esempio l'iso–butano i–C_4H_{10}, da distinguere dal normal–butano n–C_4H_{10}. Per n maggiore o uguale a 5 si possono avere ulteriori ramificazioni. Questi idrocarburi ramificati hanno in genere migliori proprietà lubrificanti (ed i greggi che ne contengono un'alta percentuale hanno perciò una quotazione economica di mercato più alta);

- nella famiglia delle *cicloparaffine* (o idrocarburi *cicloalifatici*, o *nafteni*) la catena dell'idrocarburo, anziché essere chiusa dai due atomi di idrogeno, è chiusa su sé stessa ad anello, per cui la formula è C_nH_{2n} (deve comunque essere $n \geq 3$ perché si abbia un anello, ad esempio ciclopropano C_3H_6, ...);

- nella famiglia degli idrocarburi *aromatici*, per esempio nel benzene C_6H_6, gli atomi di carbonio sono disposti in una struttura ad anello, in cui ciascun atomo di carbonio scambia con quello che lo precede un legame semplice, e con quello che lo segue un legame doppio, per cui rimane un solo legame libero per un atomo di idrogeno. Sostituendo un atomo di idrogeno con un gruppo CH_3 si ha il toluolo C_7H_8, etc.. La formula è C_nH_{2n-6};

- infine, le *olefine*, che si generano in raffineria quando si adotta il *cracking* (decomposizione termica del petrolio per scinderlo in prodotti più leggeri, più richiesti sul mercato), presentano un legame doppio fra atomi di carbonio, con formula del tipo C_nH_{2n} (ad esempio etilene C_2H_4, propene o propilene C_3H_6,...).

La composizione del petrolio risulta fortemente dipendente dal particolare pozzo dal quale viene estratto; esso deriva prevalentemente da materiale organico come zooplancton e alghe. La composizione tipica del cherosene (che dipende, oltre che dalla fonte di approvvigionamento, dal trattamento subito in raffineria) può essere identificata come qualcosa del genere di seguito riportato [102]:

$\sim$ 60% paraffine

$\sim$ 20% cicloparaffine

$\sim$ 20% aromatici

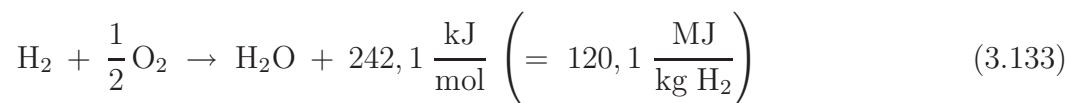
Osserviamo che le componenti paraffiniche presentano un rapporto tra atomi di idrogeno e carbonio uguale (le cicloparaffine) o superiore (paraffine e isoparaffine) a 2, non danno origine a depositi carboniosi sul *liner*, e formano poco *soot*. I componenti aromatici hanno un H/C prossimo ad uno, formano molto *soot*, vedi par. 4.2, e sono piuttosto aggressivi verso le gomme (per cui attaccano le guarnizioni dell'impianto di alimentazione del combustibile); il loro contenuto massimo è quindi fissato dalle norme, a seconda del tipo di combustibile (22% per i combustibili aeronautici). Risultano inoltre igroscopici, con conseguenti problemi, vedi oltre.

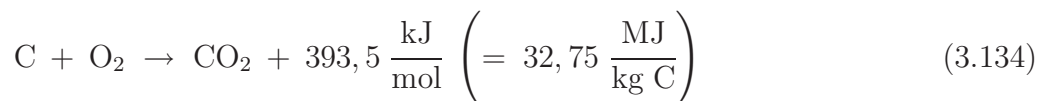
La tab. 3.5 riporta, per alcuni idrocarburi, la massa molare, il calore di evaporazione (energia necessaria a fare evaporare un kg di combustibile, alla temperatura di ebollizione a pressione atmosferica), il potere calorifico, la composizione della miscela stechiometrica (in percentuale in volume

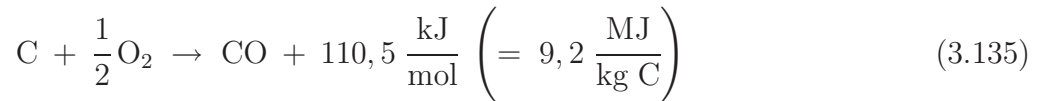
	MASSA MOLARE kg/kmol	CALORE EVAPOR MJ/kg	POTERE CALORIF MJ/kg	MISCELA STECH vol %	LIMITI COMBUST % STECH	TEMP IGNIZ STECH °C	TEMP ADIAB FIAMMA STECH K
METANO CH_4	16,0	0,509	50	9,48	46 – 164	900	2232
n–BUTANO C_4H_{10}	58,1	0,386	45,7	3,12	54 – 330	700	2238
TOLUOLO C_7H_8	92,1	0,363	40,9	2,27	43 – 322	840	2327
n–OTTANO C_8H_{18}	114,2	0,300	44,8	1,65	51 – 425	510	2279
n–DECANO $C_{10}H_{22}$	142,3	0,277	44,6	1,33	45 – 356	495	2269

Table 3.5: Proprietà di alcuni idrocarburi.

di combustibile presente nella miscela combustibile/aria), i limiti di infiammabilità (una miscela combustibile/aria si accende solo se la sua composizione spazia in un limitato campo attorno alle condizioni stechiometriche, vedi par. 3.2; qui i limiti sono indicati in percentuale rispetto al valore stechiometrico, a pressione atmosferica), la temperatura di ignizione (accensione) di una miscela (stechiometrica, a pressione atmosferica) combustibile/aria, e la relativa temperatura adiabatica di fiamma (ancora per composizione stechiometrica, a pressione atmosferica). Si noti che se invece la combustione avviene con scambio di calore (come p. es. nella caldaia di un impianto a vapore, dove i fumi caldi cedono calore a tubi in cui scorre acqua) la temperatura che si raggiunge è inferiore; la temperatura adiabatica di fiamma è quindi la massima temperatura raggiungibile nella combustione. Nella combustione di una mole di idrogeno (massa molare 2,01594 kg/kmol) viene rilasciata un'energia pari a 242 kJ, per cui la quantità di energia rilasciata per unità di massa di idrogeno risulta 120,1 MJ.

$$\mathrm{H_2} \,+\, \frac{1}{2}\mathrm{O_2} \;\rightarrow\; \mathrm{H_2O} \,+\, 242,1\,\frac{\mathrm{kJ}}{\mathrm{mol}}\left(=\;120,1\,\frac{\mathrm{MJ}}{\mathrm{kg\;H_2}}\right) \tag{3.133}$$

L'analoga grandezza per il carbonio (massa molare 12,01115 kg/kmol) contenuto nel combustibile è 32,75 MJ se esso si ossida a CO_2

$$\mathrm{C} \,+\, \mathrm{O_2} \;\rightarrow\; \mathrm{CO_2} \,+\, 393,5\,\frac{\mathrm{kJ}}{\mathrm{mol}}\left(=\;32,75\,\frac{\mathrm{MJ}}{\mathrm{kg\;C}}\right) \tag{3.134}$$

quindi molto inferiore a quella sviluppata da un'analoga massa di idrogeno. Ne segue che combustibili con rapporto H/C alto avranno potere calorico alto, mentre quelli con H/C basso (aromatici, come il toluolo) hanno potere calorifico più limitato. Si noti che se il carbonio si ossida solo a CO, il rilascio di calore è molto più limitato

$$C + \frac{1}{2} O_2 \rightarrow CO + 110,5 \, \frac{\mathrm{kJ}}{\mathrm{mol}} \left(= 9,2 \, \frac{\mathrm{MJ}}{\mathrm{kg\ C}} \right) \tag{3.135}$$

La CO rappresenta quindi un incombusto.

Il combustibile può contenere diversi contaminanti. Tra essi le gomme, che si formano nel combustibile per ossidazione sotto l'effetto, tra l'altro, della luce solare, dell'ossigeno atmosferico, e di alcuni catalizzatori metallici come rame e zinco presenti nel combustibile stesso a livello di tracce; esse possono intasare i filtri delle linee di alimentazione.

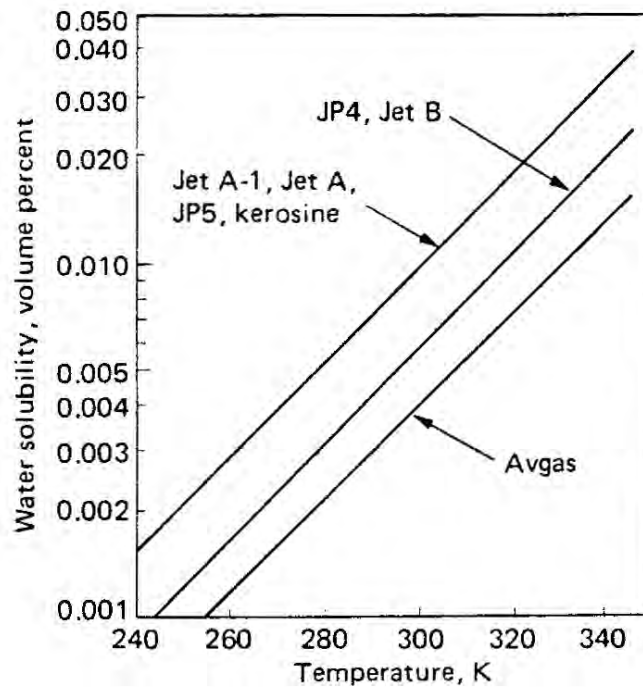



Figure 3.40: Solubilità dell'acqua in diversi combustibili di uso aeronautico, da [104].

L'acqua, che inevitabilmente è presente nei giacimenti, presenta una certa solubilità nell'idrocarburo,

vedi fig. 3.40, per cui è sempre presente nel combustibile (pur in concentrazioni inferiori a 0,1% [127]). Tale solubilità diminuisce con il diminuire della temperatura, per cui quando l'aereo sale in quota (ove la temperatura è più bassa) una parte dell'acqua in soluzione si separa e forma ghiaccio che anch'esso può intasare i filtri. L'acqua comunque può anche essere presente in emulsione o in *lumps*, ammassi. Lo zolfo (che dà luogo a composti corrosivi ed inquinanti) viene per quanto possibile eliminato in raffineria, vedi par 4.4, il contenuto tipico è dell'ordine delle 500 ppm, o inferiore. Il sodio è presente in particolare come cloruro di sodio nei petroli estratti da pozzi marini; nel processo di combustione dà acido cloridrico, corrosivo. Anche il vanadio (presente nel combustibile in concentrazione inferiore a 0.6 ppm [127]), che condensa a 922 K formando depositi sulle pale della turbina, esercita un'azione corrosiva. Il contenuto di sedimenti e ceneri è invece irrilevante per il cherosene (è importante invece per altri combustibili più pesanti).

Al combustibile vengono aggiunti alcuni additivi allo scopo di prevenire la formazione di gomme (come antiossidanti, deattivatori metallici e passivanti catalitici, che ostacolano l'effetto del rame e dello zinco eventualmente presenti nel combustibile), di ruggine (si aggiungono opportuni idrocarburi, affini ai metalli per cui formano uno strato protettivo su di essi, impedendone l'ossidazione), di ghiaccio (glicerolo di–egme, il quale è aggiunto, negli aerei militari, solo al momento del rifornimento, in quanto può formare una gelatina con il combustibile; negli aerei civili sono invece installati elementi riscaldatori lungo le linee di alimentazione del combustibile), poi il verificarsi di scariche elettriche (aggiungendo un additivo – Stadis 450 – che aumenta la conducibilità elettrica del combustibile, scaricando in tal modo l'elettricità statica[34]), di migliorare le proprietà lubrificanti (ancora aggiungendo opportuni idrocarburi; si noti che il trattamento con idrogeno per la desolfurazione può distruggere alcuni lubrificanti naturalmente presenti), ed infine additivi intesi a prevenire la formazione di materiale biologico come lieviti e muffe, che possono intasare i filtri (tali biocidi tendono a raccogliersi nell'acqua che può formarsi sul fondo dei serbatoi e depositi; essendo tossici, tale acqua va opportunamente trattata). Esistono in teoria alcuni additivi che riducono la formazione di fumo (composti organici di bario, manganese, ferro), ma non sono utilizzati perché portano ulteriori problemi (come vedremo, è preferibile agire sul valore del rapporto di equivalenza).

I combustibili di impiego aeronautico si classificano in due gruppi, quelli che sono essenzialmente cherosene, vedi tab. 3.6, e quelli che sono una miscela di cherosene e benzina (classificati anche come *wide–cut*, perché contengono una gamma piú estesa di idrocarburi), quindi più volatili perciò più adatti all'impiego in climi freddi, come può essere richiesto in particolare ad aerei militari, vedi tab. 3.7.

I combustibili per uso civile sono contraddistinti dalla sigla *Jet*, quelli per impiego militare dalla sigla

[34]Per ridurre la possibilità di formazione di cariche statiche vengono anche imposti limiti sulla massima portata di pompaggio di combustibile nei serbatoi, durante le operazioni di rifornimento.

COMBUSTIBILE	IMPIEGO	CONGELAMENTO	FLASH
JET–A	USA (voli interni)	-40 °C	38 °C
JET–A1	INTERNAZIONALE	-47 °C	38 °C
JP–5	PORTAEREI	-46 °C	60 °C
JP–6	XB–70	-54 °C	...
JP–7	SR–71	-43 °C	60 °C
JP–8	MILITARE	-47 °C	38 °C

Table 3.6: Proprietà di alcuni combustibili basati sul cherosene.

COMBUSTIBILE	IMPIEGO	CONGELAMENTO	FLASH
JET–B	CANADA, ALASKA	-51 °C	(-29 °C)
JP–4	MILITARE	-72 °C	(-29 °C)

Table 3.7: Proprietà di alcuni combustibili *wide–cut*.

JP (*Jet Propellant*). Per ciascun propellente sono specificate particolari caratteristiche in termini di punto di congelamento, *flash point*, volatilità, fluidità, corrosività, stabilità, contenuto di contaminanti (nel senso di impurità), etc. A seconda delle specifiche richieste, ne esistono diversi tipi. Quelli per impiego civile sono il Jet–A, il Jet–A1 ed il Jet–B, quest'ultimo impiegato in climi particolarmente freddi. Il Jet–A, impiegato nei soli voli interni negli Stati Uniti, presenta un punto di congelamento di -40 °C; per voli transoceanici, in particolare su rotte polari, è più indicato il Jet–A1, che ha un punto di congelamento più basso. Si ricordi che la temperatura nella tropopausa, secondo le tabelle ICAO, è mediamente di -56,5 °C = 216,65 K (ma può risultare localmente, od occasionalmente, più bassa, fino a -80 °C = 193,15 K). Per un aereo che vola per esempio a $M_0 = 0.8$, la temperatura dell'aria a contatto con la fusoliera (e quindi i serbatoi) sarà circa pari (in realtà un poco inferiore per effetto della conduzione termica) alla temperatura totale $T_0 = T\{1 + [(\gamma - 1)/2] M_0^2\} = 244$ K = -29 °C. Il Jet–A1 è comunque lievemente più costoso del Jet–A, perché ne sono stati esclusi gli idrocarburi con punto di congelamento tra -47 e -40 °C. Negli aerei militari si è adoperato per lungo tempo il JP–4, il quale però essendo molto volatile rischia di provocare incendi o addirittura esplosioni nel caso l'aereo sia colpito anche solo dal fuoco di armi leggere. Si cerca perciò di sostituirlo con combustibili più vicini al cherosene, come lo JP–8; negli aerei imbarcati su portaerei si utilizza invece il JP–5, che ha un *flash point* più alto, per diminuire il rischio di incendi a bordo. Il JP–6 è stato sviluppato per il bombardiere supersonico B–70 (peraltro non più sviluppato dopo che il prototipo XB–70 è andato distrutto in un incidente); dovendo questo volare a $M_0 = 3$, si ponevano problemi di riscaldamento aerodinamico, per cui il combustibile doveva possedere una notevole stabilità termica. Inoltre, il combustibile poteva essere impiegato per raffreddare i punti più caldi della fusoliera, per cui risultava preferibile un elevato calore specifico. Anche lo JP–7 è stato sviluppato per un aereo largamente supersonico, lo SR–71. Si noti che per il Jet–B ed il JP–4 il *flash point* non fa parte delle

specifiche (esso risulta in ogni caso talmente basso da non poter escludere il rischio di accensione dei vapori a temperatura ambiente).

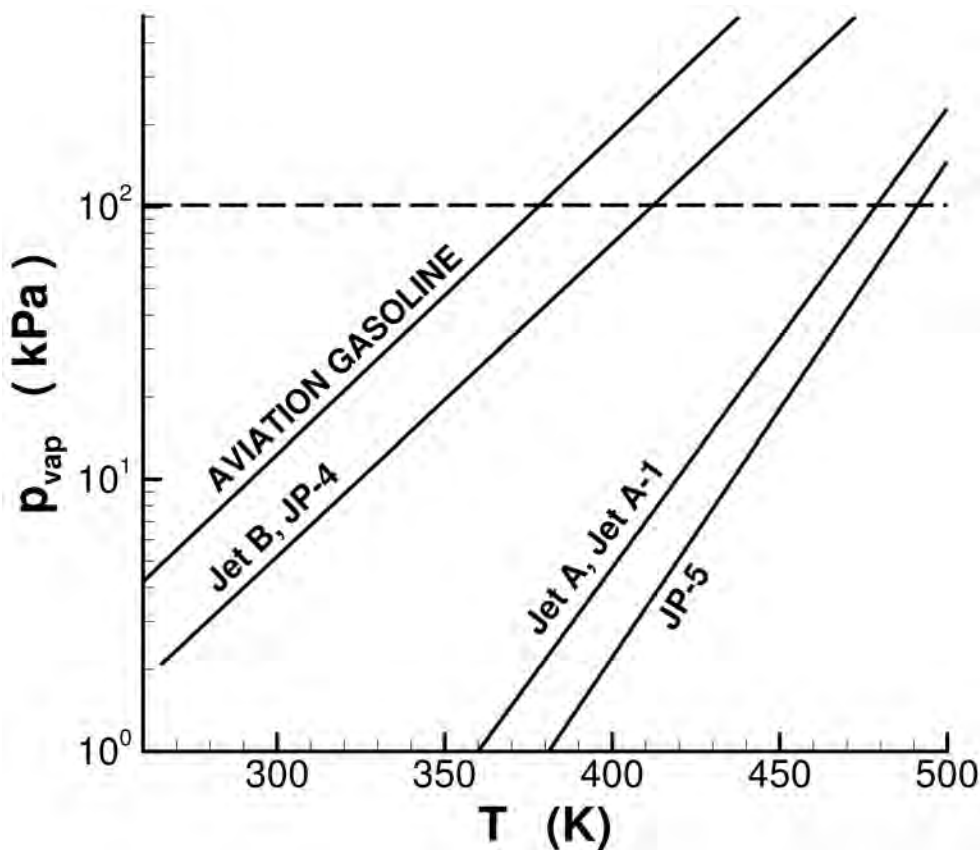



Figure 3.41: Pressione di vapore di diversi combustibili di impiego aeronautico in funzione della temperatura (adattata da [104]).

Il *flash point* è ovviamente influenzato dalla pressione di vapore del combustibile, che è riportata in fig. 3.41 in funzione della temperatura, per diversi combustibili per aviazione. Si noti, a parità di temperatura, la pressione di vapore relativamente contenuta dei combustibili tipo cherosene (Jet–A, Jet–A1, JP-5), quella più elevata delle miscele cherosene/benzina (Jet–B, JP–4), ed infine quella molto elevata della benzina per aviazione (Avgas).

Essendo gli idrocarburi una miscela di molte specie chimiche, i diversi componenti bollono a diverse temperature, per cui più che di una temperatura di ebollizione di un combustibile bisogna parlare di un *campo* di ebollizione, che è riportato nella fig. 3.42 per diversi combustibili. Quando la temperatura raggiunge l'estremo sinistro del campo di ebollizione, cominciano a bollire i componenti più leggeri; aumentando progressivamente la temperatura bollono via via i componenti più pesanti,

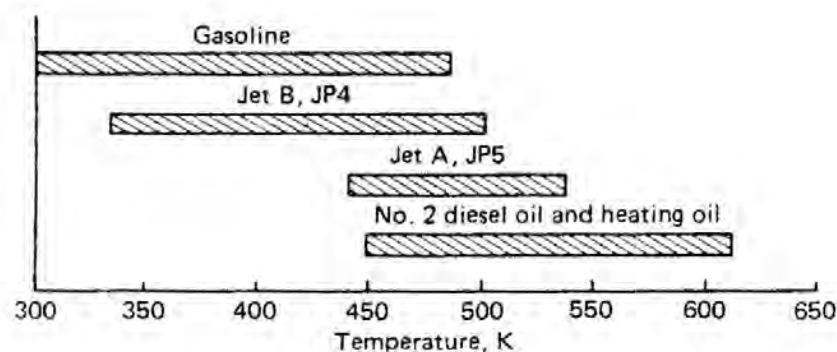



Figure 3.42: Campo di ebollizione di diversi combustibili di uso aeronautico, da [104].

finché raggiunto l'estremo destro del campo tutto il combustibile è evaporato. La percentuale della massa iniziale del combustibile evaporata è riportata in fig. 3.43 in funzione della temperatura.

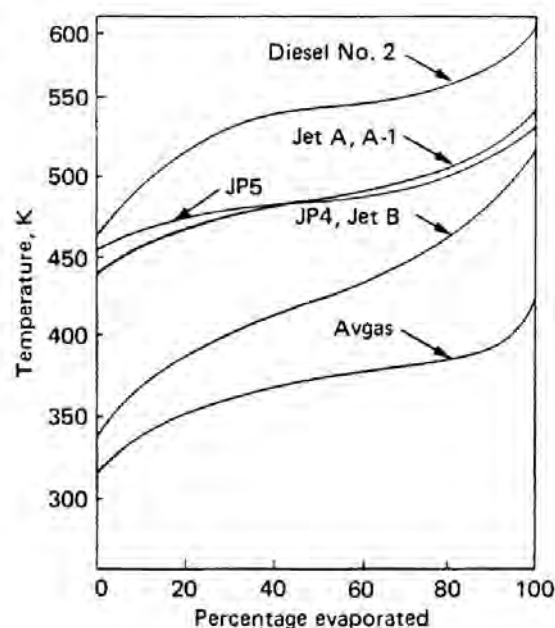



Figure 3.43: Curve di distillazione di diversi combustibili, da [104].

Il punto di congelamento dei vari componenti dipende dal numero di atomi di carbonio contenuti nell'idrocarburo, e poi dalla famiglia cui l'idrocarburo in questione appartiene.

Si può notare dalla fig. 3.44 che i nafteni (o cicloparaffine) hanno punto di congelamento più basso delle paraffine, a parità di numero di atomi di carbonio, e gli aromatici ancora più basso. Poiché,

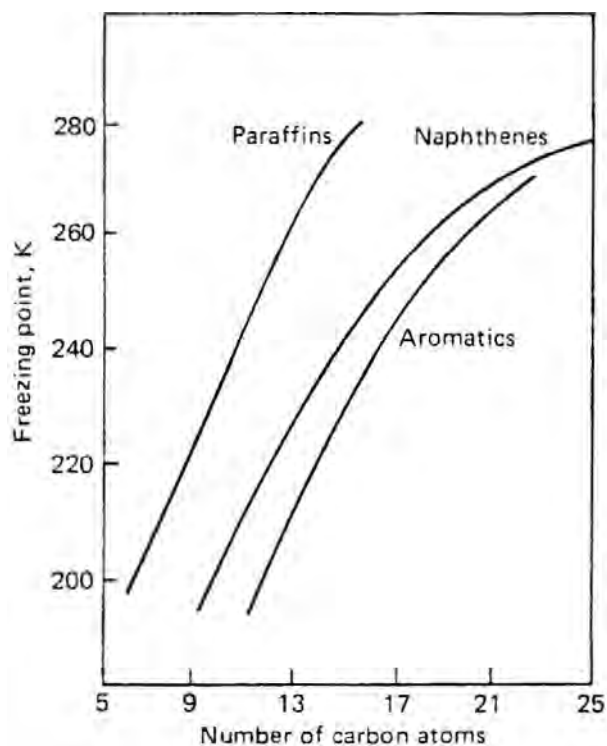



Figure 3.44: Punto di congelamento di diversi idrocarburi in funzione del numero di atomi di carbonio della molecola, da [104].

come si vede dalla stessa figura, gli idrocarburi con alto numero di atomi di carbonio congelano a temperature prossime allo zero Celsius ($\sim$ 273 K), da un combustibile destinato ad operare in climi particolarmente freddi andranno esclusi in particolare i componenti di più alta massa molare (ovverosia appunto alto numero di atomi di carbonio).

Capitolo 4
Formazione di inquinanti e controllo delle emissioni

4.1 Strategie per il controllo delle emissioni

Le emissioni di inquinanti dai motori aeronautici coinvolgono due aspetti, un fenomeno di inquinamento su scala locale nei pressi degli aeroporti, ed uno derivante dalle emissioni ad alta quota, le quali portano ad effetti su scala globale. Tra gli inquinanti di interesse nel campo aeronautico figurano il particolato (in questo caso *soot*, visibile come fumo), poi gli idrocarburi incombusti, i quali agiscono anche come composti organici volatili, gli ossidi di zolfo, gli ossidi di azoto (i cui effetti in particolare destano preoccupazione, per i motivi citati nel par. 2.4), ed infine il monossido di carbonio. A questi si aggiungono i contaminanti CO_2, N_2O e H_2O.

Finora le norme ICAO prevedono solo limiti sulle quantità di inquinanti emesse durante un ciclo LTO (*Landing and Take–Off*), ma dal 2020 saranno introdotte norme anche sulle quantità del contaminante CO_2 emesse durante l'intero volo.

Per ridurre le emissioni, possiamo in linea di principio seguire tre linee: 1) pre–trattare il combustibile, nel caso in cui le emissioni nocive siano dovute ad impurità presenti nel combustibile (come avviene per ossidi di zolfo e ceneri); 2) modificare il processo di combustione in modo da adottare condizioni operative che minimizzino la formazione di inquinanti (che sarebbe la strada preferibile in termini di costo); 3) trattare i fumi per cercare di eliminare da essi, per quanto possibile, gli inquinanti. Per impianti di terra, se le emissioni fossero ancora troppo alte, si può cercare di migliorare la dispersione dei fumi nell'ambiente (per esempio adottando camini alti, o rilasciando gli inquinanti solo quando si verificano condizioni meteorologiche favorevoli alla dispersione – trattenendoli quindi durante le situazioni sfavorevoli), oppure, come soluzione estrema, rilocare l'impianto in una zona dove l'impatto delle emissioni sia minimo (per esempio zona scarsamente popolata, e/o molto ventilata). Queste ultime opzioni tuttavia non implicano una riduzione delle emissioni, ma solo una loro migliore dis-

persione, od una riduzione del loro impatto nocivo locale, e non hanno quindi effetto su inquinanti o contaminanti il cui effetto dannoso è globale piuttosto che locale (gas che distruggono l'ozono stratosferico e gas di serra), ed effetto ridotto su inquinanti che agiscono a livello regionale (ossidi di zolfo ed azoto, che causano – tra l'altro – piogge acide).

Nel seguito esaminiamo gli effetti, i processi di formazione ed i mezzi per controllare le emissioni dei diversi inquinanti.

4.2 Particolato

Riportiamo innanzitutto la terminologia adottata per indicare i diversi tipi di particolato. Osserviamo che il termine 'particolato' si riferisce tanto a particelle solide che a goccioline. *Aerosol* è il termine più generale, che denota un liquido od un solido dispersi nell'atmosfera. Si indicano come *polveri* particelle solide prodotte da macinazione o frantumazione, per esempio polveri di carbone prodotte negli impianti di macinazione che alimentano caldaie che utilizzano carbone polverizzato. Per *fumo* si intendono particelle solide prodotte nella condensazione di vapori; se in particolare si tratta di particelle di carbonio, si parla di *soot*. Si chiamano invece *nebbie* particelle liquide sospese in atmosfera. Con *smog* si intendono quelle particelle o goccioline il cui diametro è prossimo alle lunghezze d'onda della luce (0,38 – 0,75 μm), per cui esse risultano particolarmente efficaci nel disperderla. Ricordiamo la distinzione tra particolato primario (prodotto direttamente nella combustione, quindi *soot* nella combustione di idrocarburi e, nella combustione del carbone, le ceneri, che constano principalmente di ossidi di silicio, calcio, alluminio, con tracce di altri minerali) e secondario (prodotto successivamente nell'atmosfera da reazioni che coinvolgono inquinanti primari gassosi, con formazione di *smog*).

Le particelle *primarie*, cioè generate direttamente nel processo di combustione, includono carbone polverizzato (il carbone utilizzato per esempio nelle centrali elettriche è macinato mediante cosidetti mulini per ridurlo alla consistenza di una cipria, con diametri delle particelle tipicamente compresi nel campo 50 – 150 μm), poi *soot*, di diametro tipicamente compreso tra 1 nm ed 1 μm (al massimo), che è prodotto nella combustione di tutti gli idrocarburi (si distingue tra *particolato*, derivante dalla condensazione di vapori, pieno, e *cenosfere*, residui della combustione di gocce, sulla cui superficie vengono a galleggiare le specie a più alto numero di atomi di carbonio, solide; mentre la goccia brucia e si consuma, rimane quindi una crosta solida, vuota), e ceneri, sostanze non combustibili presenti in tutti i carboni (quelle di diametro più piccolo vengono trascinate dai fumi, sono perciò dette *volanti*, mentre quelle più grandi si depositano sul fondo della caldaia, e sono dette quindi *di fondo*). Le particelle *secondarie* si formano nell'atmosfera per reazioni che interessano inquinanti primari come

NO_x, SO_x, COV (Composti Organici Volatili), ed ammoniaca NH_3, la quale ultima è invece presente nell'atmosfera (a livello di tracce) a causa di processi biologici.

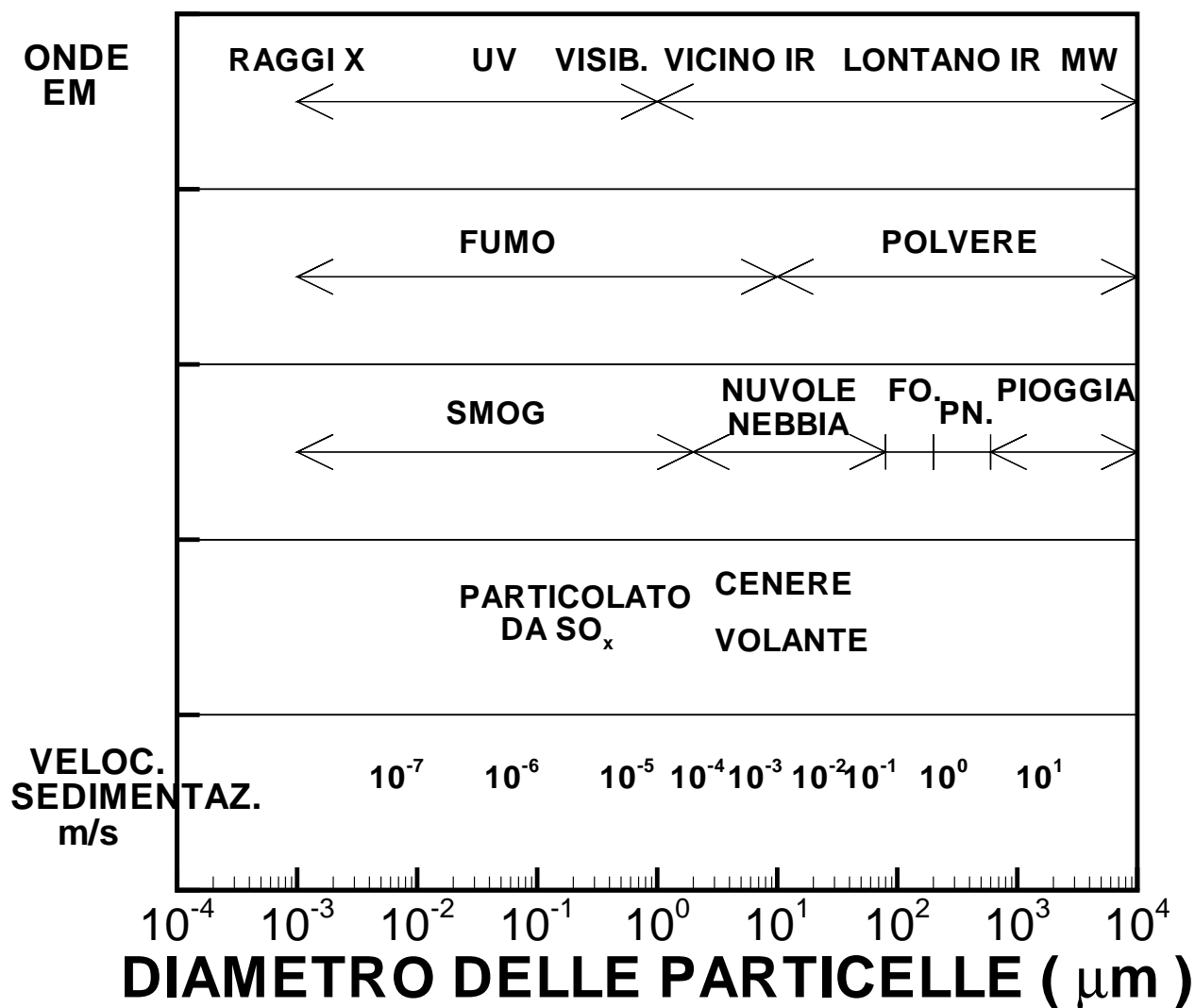



Figure 4.1: Dimensioni e caratteristiche delle particelle sospese. EM elettromagnetiche, UV ultravioletto, IR infrarosso, MW microonde, FO. foschia, PN. pioggerellina .

La fig. 4.1 (detta carta di Lapple; per una versione dettagliata vedi [128, 129]) riporta diverse caratteristiche del particolato in funzione del diametro (in ascissa). Queste comprendono in particolare la designazione della radiazione di lunghezza d'onda corrispondente al diametro (che quindi viene più

efficacemente diffusa), le designazioni adottate per il particolato a seconda del diametro, ed alcuni tipi rappresentativi di particelle. L'ultima fascia riporta poi la velocità terminale di sedimentazione, ossia la velocità di caduta delle particelle alla quale le forze di gravità e di resistenza aerodinamica (dovuta al moto di caduta) si equilibrano[35].

Le particelle di piccolo diametro, cosidette particelle fini, sono quelle più pericolose per la salute. Inizialmente (1987) si era fissato come indice del contenuto nell'aria di queste particelle la concentrazione (in μg/m^3) di particelle con diametro inferiore ai 10 μm, rilevata attraverso opportuni filtri. Successivamente si è riusciti ad ottenere misure accurate della concentrazione di particelle di diametri più fini (che sono quelle più pericolose) e si è quindi fissato un nuovo standard, più rappresentativo, relativo a particelle con diametro inferiore ai 2,5 μm. Le particelle più grosse, di diametro maggiore ai 10 μm sono filtrate dal naso e dalla gola, quelle con diametro tra i 5 ed i 10 μm sono rimosse dalla trachea e dai bronchi. Vengono quindi chiamate particelle inalabili quelle di diametro minore di 10 μm, e particelle respirabili quelle di diametro minore di 3,5 μm. Le particelle più dannose per i polmoni sono quelle di diametro tra i 0,5 ed i 5 μm, in quanto le particelle più sottili, sotto i 0,5 μm, sono in genere ritenute meno pericolose perché sono anche espirate; tuttavia, le particelle molto piccole, sotto circa 0,1 μm (classificabili come nanoparticelle), possono penetrare nell'organismo, con potenziali conseguenze sulla salute, in quanto le pareti delle cellule non sono in grado di arrestarle. La maggior parte delle particelle fini presenti nell'atmosfera sono particelle secondarie, derivanti quindi da reazioni cui gli inquinanti primari sono sottoposti nell'atmosfera.

Il *soot* è un particolato solido che si forma nella combustione di tutti gli idrocarburi, costituito in massima parte da carbonio (circa il 96% in massa), più ridotte quantità di idrogeno. Il *soot* contribuisce anche fortemente alla radiazione termica della fiamma. Infatti, esistono due meccanismi di radiazione termica, uno per eccitazione di molecole del gas per effetto dell'alta temperatura, e successiva de–eccitazione con rilascio di energia sotto forma elettromagnetica (questa radiazione è caratterizzata da frequenze, o equivalentemente lunghezze d'onda, ben definite, per cui si parla di radiazione *in bande da gas*), ed uno per radiazione da corpo solido (in questo caso *soot*) portato ad

[35] Indicato con D_p il diametro delle particelle, con c_D il relativo coefficiente di resistenza aerodinamica, con ρ la densità del gas e con ρ_p quella della particella, la velocità terminale di sedimentazione v_{ts} si ricava quindi dall'eguaglianza

$$\rho_p \, \frac{\pi}{6} \, D_p^3 \, g = c_D \, \frac{\rho \, v_{ts}^2}{2} \, \pi \, D_p^2 \tag{4.1}$$

per cui risulta

$$v_{ts} = \sqrt{\frac{g}{3\, c_D} \, \frac{\rho_p}{\rho} \, D_p} \tag{4.2}$$

quindi in particolare v_{ts} è funzione crescente di D_p (ma occorre porre attenzione al fatto che c_D non è costante al variare del numero di Reynolds, quindi di velocità e diametro).

alta temperatura, che irradia su uno spettro continuo di frequenze (o equivalentemente di lunghezze d'onda). Nella combustione di idrocarburi (eccetto il metano, che emette poco *soot*), in particolare ad alta pressione, il secondo meccanismo è generalmente largamente preponderante, e rende la fiamma gialla e luminosa. Bisogna notare che il *soot*, oltre ad essere un inquinante, rappresenta anche combustibile non utilizzato.

La formazione del *soot* avviene in particolare da idrocarburi a basso rapporto H/C tra numero di atomi di idrogeno e carbonio (quindi in particolare gli aromatici, vedi par. 3.4), ossia con un 'eccesso' di carbonio. Le alte temperature che si generano nel processo di combustione spezzano l'idrocarburo fino alla formazione di radicali CH; questi poi si aggregano per formare acetilene C_2H_2 (stabile, a differenza di CH), poi C_3H_3, n–C_4H_3, n–C_4H_5 (che vengono chiamati *precursori* del *soot*), fino a portare alla formazione del primo anello aromatico attraverso le reazioni

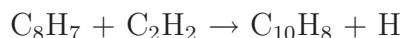
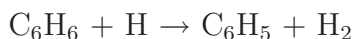
$$\text{n–}C_4H_3 + C_2H_2 \rightarrow C_6H_5$$

$$C_3H_3 + C_3H_3 \rightarrow C_6H_6$$

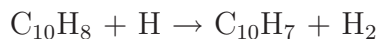
dove il prodotto della prima reazione è il radicale fenile, e quello della seconda il benzene (specie stabile). Una volta formatosi il primo anello aromatico, il cosidetto meccanismo HACA (Hydrogen–Abstraction, C_2H_2–Addition) porta alla formazione di idrocarburi policiclici aromatici[36], denotati come IPA oppure PAH – *Polycyclic Aromatic Hydrocarbons*, attraverso i passi

$$C_6H_6 + H \rightarrow C_6H_5 + H_2$$

$$C_6H_5 + C_2H_2 \rightarrow C_8H_7$$

$$C_8H_7 + C_2H_2 \rightarrow C_{10}H_8 + H$$

dove il naftalene $C_{10}H_8$ è il più semplice dei PAH; la fig. 4.2 riporta la struttura di benzene e naftalene.

Il meccanismo HACA poi prosegue per formare PAH sempre più pesanti, per esempio

$$C_{10}H_8 + H \rightarrow C_{10}H_7 + H_2$$

[36]In questi idrocarburi si hanno più anelli aromatici adiacenti, vedi figg. 4.2b e 4.6.

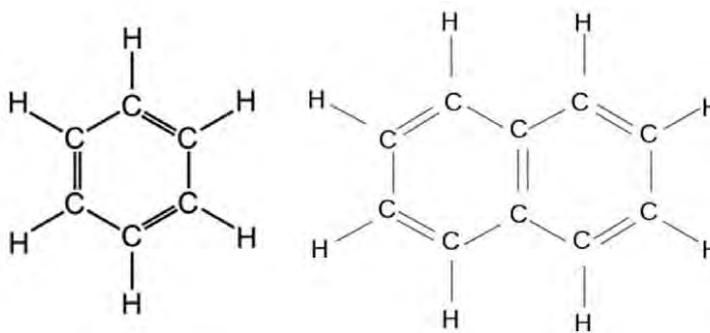
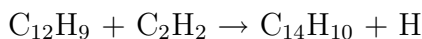
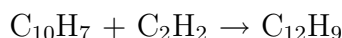



Figure 4.2: Struttura del benzene (a sinistra) e del naftalene (a destra).

$$C_{10}H_7 + C_2H_2 \rightarrow C_{12}H_9$$

$$C_{12}H_9 + C_2H_2 \rightarrow C_{14}H_{10} + H$$

Le prime particelle che si formano hanno dimensioni dell'ordine del nm, tuttavia esse tendono ad agglomerarsi (per effetto di forze elettrostatiche e di van der Waals, di natura superficiale, che sono quindi particolarmente importanti per particelle con alto rapporto superficie/volume, rapporto che è proporzionale all'inverso del diametro della particella, per cui risulta molto alto per particelle di piccolo diametro), ed a crescere (per accrescimento superficiale, dovuto alla deposizione di precursori sulla loro superficie) fino ad acquistare diametri dell'ordine del μm al massimo (ma generalmente, nel caso di *soot* prodotto da motori aeronautici, non più di qualche decina di nm, o al più poche centinaia). L'accrescimento delle particelle di *soot* è contrastato dall'azione ossidante delle specie O_2 ed OH in particolare (altre specie danno minore contributo, come l'ossigeno atomico, a causa della sua bassissima concentrazione, e poi H_2O e CO_2, meno efficaci). Il *soot* viene quindi principalmente formato nella zona primaria del combustore, ove il rapporto di equivalenza è relativamente alto (e se la combustione avviene in regime nonpremiscelato, si hanno sicuramente zone ove $\varphi \gg 1,2$, vedi fig. 4.3 sotto); esso poi viene parzialmente consumato per ossidazione nelle zone intermedia e di diluizione. Nella formazione del *soot* comunque hanno più importanza i fenomeni fisici (atomizzazione del combustibile e suo miscelamento con l'aria, che determina i valori locali di φ) che quelli chimici. Notiamo che il metano, che ha un rapporto H/C nettamente superiore a quello degli altri idrocarburi, forma molto poco *soot* (e di conseguenza è l'unico idrocarburo per il quale il meccanismo di scambio termico per radiazione in bande risulta dominante rispetto a quello da *soot*).

Il *soot* si forma solo in condizioni (globali, se combustione premiscelata, locali se nonpremiscelata) di miscela ricca, per cui si ha un eccesso di combustibile, che non può bruciare; questo mette a

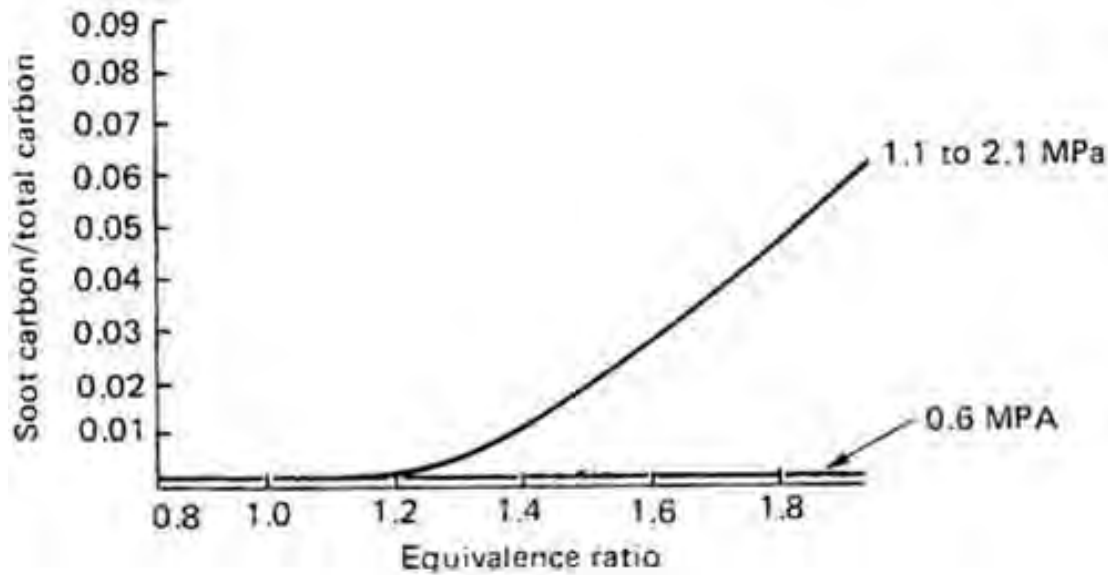



Figure 4.3: Frazione del carbonio contenuto nel combustibile trasformato in *soot* in combustione premiscelata cherosene/aria (adattata da [104]).

disposizione combustibile per il processo di *sooting*. Come si vede dalla fig. 4.3, la frazione di carbonio contenuto nel combustibile convertito a *soot* cresce velocemente oltre $\varphi = 1,2$, in particolare ad alta pressione (oltre i 0,6 MPa). Se la combustione avviene in regime premiscelato, possiamo tenere φ sotto 1,2 e quindi praticamente annullare totalmente la formazione di *soot*; abbiamo tuttavia notato che la combustione premiscelata pura è alquanto difficile da controllare in regime stazionario, per cui si adottano fiamme pilota che portano ad operare in regime parzialmente premiscelato (saranno perciò presenti zone, pur limitate, ove $\varphi >$ 1,2, con conseguente formazione di *soot*). Se la combustione avviene in regime nonpremiscelato, ci saranno comunque zone ove φ è maggiore del valore limite 1.2 (sul lato ricco della fiamma), e quindi si ha in ogni caso formazione di *soot*.

Le emissioni di *soot* aumentano fortemente all'aumentare della pressione operativa per diversi motivi. Innanzitutto, all'aumentare della pressione si allargano i limiti di infiammabilità, vedi fig. 3.27, in particolare sul lato ricco della fiamma, il che consente la combustione anche per valori di φ significativamente maggiori dell'unità; quindi, attorno ad una gocciolina di combustibile, si estenderà la zona dove la miscela combustibile evaporato/aria può accendersi, in particolare sul lato ricco (cioè vicino alla gocciolina, dove $\varphi \gg 1$), e ciò comporta un'aumentata produzione di *soot*, vedi ancora la fig. 4.3. Altri effetti si hanno a seconda del tipo di iniettore utilizzato; in quelli *pressure–swirl* all'aumentare della pressione l'angolo di apertura dello *spray* si riduce, per cui nella zona centrale si ha una maggiore concentrazione di combustibile, ossia rapporti di equivalenza alti che danno

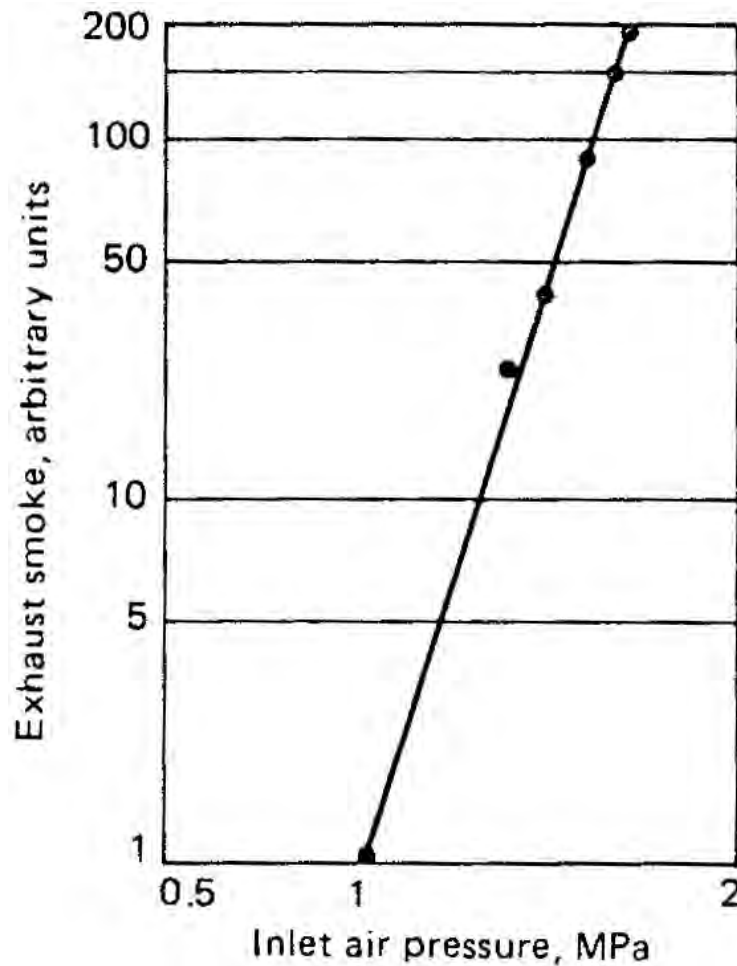



Figure 4.4: Effetto di p_3 sulle emissioni di fumo (per un iniettore *pressure–swirl*), da [104].

forte formazione di *soot*; gli iniettori *airblast* risultano invece meno sensibili alla pressione, ed in ogni caso producono meno *soot* grazie alla migliore atomizzazione del combustibile, che porta le goccioline ad evaporare rapidamente, con successivo rapido miscelamento dei vapori con l'aria e limitata estensione delle zone con φ significativamente maggiore dell'unità. L'effetto complessivo della pressione in camera p_3 è riportato in fig. 4.4, relativa ad un iniettore *pressure–swirl*; si noti la scala logaritmica delle ordinate, che indica una velocissima crescita delle emissioni di *soot* all'aumentare della pressione in camera. Non è tuttavia pensabile di limitare p_3 per contenere le emissioni di *soot*, poiché le prestazioni dei motori (il $TSFC$ in particolare) dipendono fortemente dal rapporto di compressione, ed inoltre, come vedremo nei par. 4.6 e 4.7, un'alta pressione in camera favorisce il contenimento delle emissioni di CO e UHC; ancora, come è stato visto nel par. 3.3, un'alta pressione tende a ridurre i tempi di evaporazione, miscelamento e chimico, migliorando quindi il rendimento

di combustione (oppure consentendo di ridurre le dimensioni della camera). Occorre pertanto, per alte pressioni, adottare iniettori meno sensibili alla pressione, quindi di tipo *airblast*, oppure *premix–vaporizer* (i quali ultimi *non* iniettano goccioline in camera, essendo il combustibile già completamente vaporizzato e miscelato con l'aria; la fiamma pilota tuttavia, vedi fig. 3.26, ripropone il problema, seppure su scala minore[37]).

Vediamo ora le tecniche per il controllo del particolato primario (la formazione di quello secondario può essere contenuta solo limitando le emissioni di NO_x, SO_x e COV). In linea di principio, si può rimuovere il particolato dai fumi (ma questo richiede impianti molto pesanti ed ingombranti, che possono quindi essere utilizzati solo in impianti di terra, e che comunque imporrebbero una caduta di pressione inaccettabile in un turbogetto), oppure ancora meglio prevenirne la formazione agendo sul valore del rapporto di equivalenza φ, come appunto si fa nei combustori dei motori aeronautici; questo però, come vedremo, comporta anche interazioni con le emissioni di NO_x e CO. Come già osservato, una migliore atomizzazione (cioè l'iniezione del combustibile in goccioline di diametro molto piccolo) comporta una riduzione della formazione di *soot*. In particolare, se il diametro delle goccioline generate dagli iniettori risulta molto piccolo, esse evaporano quasi istantaneamente per cui i vapori si mescolano all'aria prima che inizi la combustione, la quale pertanto avviene poi in condizioni che si avvicinano al regime premiscelato, che come abbiamo visto consente di contenere le emissioni di *soot*. Se invece il diametro delle goccioline è elevato, esse impiegano un tempo relativamente lungo per evaporare completamente, per cui la combustione avviene intorno ad esse (dove i vapori che diffondono dalla superficie della goccia raggiungono una composizione circa stechiometrica) in modalità nonpremiscelata, con forte formazione di *soot* dovuta alle regioni ad alto φ in prossimità della superficie della goccia. Tale risultato è confermato dai dati sperimentali mostrati in fig. 4.5, ove il diametro delle gocce è dato in termini di diametro medio di Sauter, e la concentrazione come massa di *soot* per unità di volume della miscela.

Notiamo però che l'effetto del diametro delle goccioline può essere opposto in un iniettore *pressure–swirl*; in tal caso gocce molto piccole, a causa della loro ridotta penetrazione in camera, evaporano e bruciano a breve distanza dagli iniettori, ove il rapporto di equivalenza locale è ancora elevato, producendo quindi molto *soot*.

Elenchiamo qui concisamente i principali sistemi di rimozione del particolato, utilizzati negli impianti di terra. Nelle camere di sedimentazione, nei cicloni e nei separatori elettrostatici si cerca di separare la fase condensata da quella gassosa facendo affidamento su una forza (la gravità nei primi, la forza centrifuga nei secondi, la forza elettrostatica generata da una forte differenza di potenziale applicato tra due elettrodi negli ultimi) che agisce in modo differente sulle due fasi. Nei cosidetti filtri a manica

[37]A piena potenza la portata di combustibile iniettata attraverso il pilota è circa l'8% del totale, ma a potenza minima arriva al 50%.

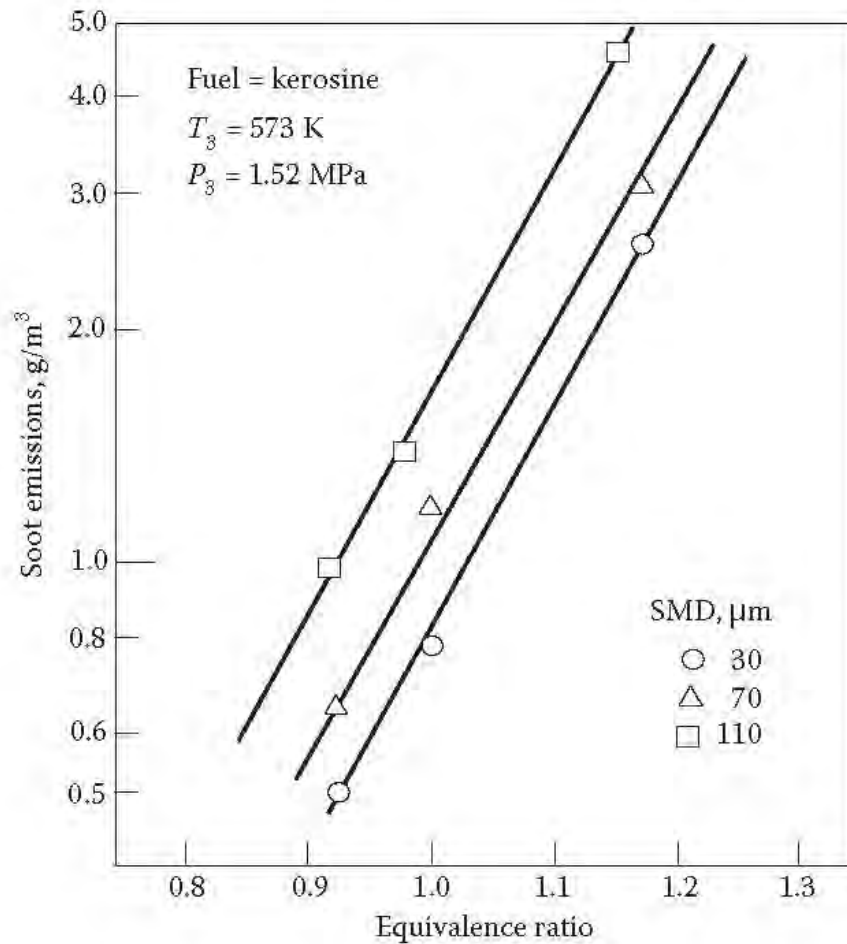



Figure 4.5: Effetto del diametro della gocciolina sulle emissioni di soot (per un inettore *airblast*), da [130].

si ha un filtraggio dei prodotti di combustione attraverso membrane. Altri sistemi (torri di lavaggio e *scrubber* Venturi) catturano le particelle con acqua. In particolare, nelle camere di sedimentazione i fumi carichi di particolato vengono fatti defluire attraverso un condotto di grande sezione, in modo da ridurne la velocità, e quindi consentire tempi di attraversamento della camera piuttosto lunghi, tali da permettere al particolato di sedimentare. L'efficienza di rimozione è però estremamente bassa per particelle fini, meno del 3% per $D_p = 10$ μm. Nei cicloni l'azione della forza di gravità è sostituita da quella della forza centrifuga; nei precipitatori elettrostatici la forza che guida la separazione delle fasi è di natura elettrostatica. Questi ultimi due sistemi offrono un'efficacia di rimozione migliore (rispetto alle camere di sedimentazione) per particelle sottili. I filtri trattengono le particelle tramite un tessuto. Nelle torri di lavaggio e negli *scrubber* le particelle fini sono catturate mediante goccioline, che occorre siano di piccolo diametro per catturare efficacemente le particelle. In particolare, nello *scrubber* Venturi il gas viene fatto passare entro un condotto convergente–divergente, dove viene

iniettato il liquido (acqua), allo scopo di polverizzarlo finemente grazie all'alta velocità del gas.

4.3 Composti organici volatili (COV/*VOC*)

I Composti Organici Volatili (COV oppure VOC – *Volatile Organic Compounds*) sono composti liquidi contenenti carbonio organico (legato cioè ad atomi di idrogeno, azoto, zolfo o ancora carbonio; sono in particolare esclusi il carbonato di calcio $CaCO_3$, il carburo di calcio CaC_2, e gli ossidi di carbonio CO e CO_2) che presentano un'alta tensione di vapore alla temperatura ambiente, per cui evaporano in quantità significativa nell'aria. In alcuni casi sono tossici o cancerogeni (come il benzene C_6H_6, che causa una diminuzione della produzione di globuli rossi, con conseguente rischio di leucemie; poi il toluolo C_7H_8 e gli xileni tipo $C_6H_4(CH_3)_2$, dannosi al sistema nervoso centrale; gli Idrocarburi Policiclici Aromatici, quali il 3,4 benzopirene $C_{20}H_{12}$, vedi fig. 4.6, cancerogeno, contenuto anche nel fumo delle sigarette). Tuttavia, nella maggior parte dei casi si tratta di sostanze di tossicità moderata o nulla, ma che suscitano comunque preoccupazione perché promuovono la formazione di ozono a livello del suolo, di particolato secondario fine, ed inoltre alcune di esse contribuiscono anche all'effetto serra, come il metano. Il metano tuttavia è relativamente poco reattivo (infatti presenta una lunga vita media), per cui viene spesso escluso dal gruppo dei COV (si parla quindi di COV non metanici o COVNM, NMVOC – *Non–Methane VOC*). Le fonti di emissioni principali di COV sono i solventi utilizzati per esempio nelle vernici, i veicoli a motore, e le operazioni di movimentazione dei combustibili. Pur non essendo esattamente equivalenti, si può dire che il termine COV sta nella maggior parte dei casi ad indicare un idrocarburo.

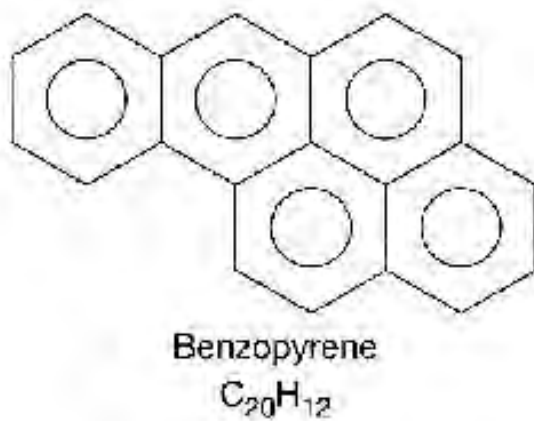
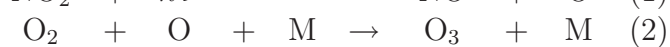
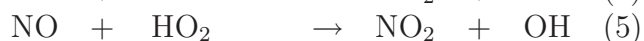
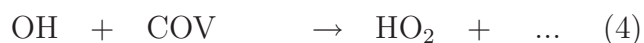



Figure 4.6: Struttura del benzopirene, esempio di PAH, da [131].

4.3.1 Formazione di ozono

I COV promuovono la formazione di ozono, che sappiamo essere nocivo al livello del suolo, in quanto gas fortemente ossidante che può provocare quindi lesioni alle mucose, nonché danni per esempio ai pneumatici, vedi par. 2.2. Vediamo ora i meccanismi attraverso i quali i COV fanno aumentare la concentrazione di ozono nell'atmosfera. Le reazioni che avvengono naturalmente per la presenza di biossido di azoto nell'atmosfera sono:

$$
\begin{array}{cccccccccl}
\mathrm{NO_2} & + & h\,\nu & & & \rightarrow & \mathrm{NO} & + & \mathrm{O} & (1)\\
\mathrm{O_2} & + & \mathrm{O} & + & \mathrm{M} & \rightarrow & \mathrm{O_3} & + & \mathrm{M} & (2)\\
\mathrm{NO} & + & \mathrm{O_3} & & & \rightarrow & \mathrm{NO_2} & + & \mathrm{O_2} & (3)
\end{array}
$$

Il biossido di azoto derivante dall'ossidazione atmosferica del monossido di azoto emesso dai motori, vedi anche par. 4.5, subisce una reazione fotochimica sotto l'effetto della luce (indicata nella prima reazione come un fotone di frequenza ν, e quindi energia $h\,\nu$, essendo $h = 6{,}626 \cdot 10^{-34}$ J $\cdot$ s la costante di Planck), scindendosi in monossido di azoto ed ossigeno atomico; quest'ultimo si combina con ossigeno molecolare per formare ozono. L'ozono viene infine rimosso ancora dal monossido di azoto. Si noti che la reazione di ricombinazione (2) avviene tramite l'intervento di un terzo corpo, vedi par. 3.2, mentre nella reazione di dissociazione (1) l'energia necessaria a far avvenire la reazione è fornita dal fotone, il quale secondo la meccanica quantistica ha energia pari al prodotto della costante di Planck per la frequenza della radiazione. La concentrazione di ozono nell'atmosfera sarà quindi il risultato della competizione fra queste tre reazioni. In presenza di un COV si aggiungono alle reazioni citate sopra altre reazioni (che non possiamo riportare tutte in dettaglio sia perché comportano numerosi passi, sia perché con il termine COV intendiamo in realtà centinaia di specie chimiche), che denotiamo solo sinteticamente come

$$
\begin{array}{ccccccl}
\mathrm{OH} & + & \mathrm{COV} & \rightarrow & \mathrm{HO_2} & + & \ldots & (4)\\
\mathrm{NO} & + & \mathrm{HO_2} & \rightarrow & \mathrm{NO_2} & + & \mathrm{OH} & (5)
\end{array}
$$

Possiamo dire che l'effetto complessivo di queste reazioni è quello di portare alla formazione di idroperossido HO_2, il quale a sua volta può rimuovere NO ossidandolo a NO_2; quest'ultima reazione avviene *senza* intervento dell'ozono (a differenza della reazione (3)), la cui concentrazione perciò sale rispetto al caso di assenza di COV nell'atmosfera. Se infatti in prima approssimazione supponiamo che la reazione (3) sia in equilibrio, l'espressione della sua costante di equilibrio (3.65) (espansa attraverso la legge di Dalton), funzione della sola temperatura

$$K_{p,3}(T) = \frac{p_{NO_2}\, p_{O_2}}{p_{NO}\, p_{O_3}} = \frac{X_{NO_2}\, X_{O_2}}{X_{NO}\, X_{O_3}} \tag{4.3}$$

ci mostra che al diminuire della frazione molare di NO per effetto della reazione (5), e del conseguente aumento di quella di NO_2, deve necessariamente corrispondere un aumento della frazione molare dell'ozono nell'atmosfera:

$$X_{O_3} = \frac{X_{O_2}}{K_{p,3}(T)} \frac{X_{NO_2}}{X_{NO}} \tag{4.4}$$

Si noti che nella relazione di equilibrio la concentrazione di ossigeno molecolare nell'atmosfera si può assumere costante, essendo ben poco influenzata dalla presenza di inquinanti a livello di tracce.

4.3.2 Formazione di particolato secondario

La formazione di particolato secondario si ha principalmente per effetto della presenza in atmosfera di specie come NO_x, SO_x, COV ed ammoniaca NH_3 (la quale ultima è prodotta prevalentemente da processi biologici, come agricoltura e allevamento). In presenza di umidità atmosferica il biossido di azoto NO_2 e l'anidride solforosa SO_2 (che nell'atmosfera si ossida in parte ad anidride solforica SO_3) si tramutano rispettivamente in acido nitrico HNO_3 ed acido solforico H_2SO_4, i quali reagendo con l'ammoniaca presente nell'aria portano alla formazione di nitrato d'ammonio NH_4NO_3 e solfato d'ammonio $(NH_4)_2SO_4$, i quali sono *solidi* alla temperatura ambiente e pertanto danno luogo alla formazione di particelle molto fini. Successivi fenomeni di agglomerazione, vedi pag. 200, possono portare queste particelle a diametri tali da compromettere la salute e la visibilità. Processi analoghi si hanno in presenza di COV; ancora, non possiamo riportare l'intera gamma di reazioni che si possono avere con le centinaia di specie classificabili come COV, ma possiamo comunque dire che l'effetto della reazione di COV con altre specie presenti nell'atmosfera porta alla formazione di specie meno volatili, che perciò condensano in particelle fini in modo del tutto analogo a quanto visto sopra.

Vogliamo ora chiarire come avviene la formazione di COV nell'atmosfera per effetto delle operazioni di movimentazione dei combustibili. Cominciamo a considerare il fenomeno dell'evaporazione in un serbatoio di stoccaggio del combustibile (a terra).

La fig. 4.7 riporta la tensione di vapore p_v in funzione della temperatura T per numerosi composti

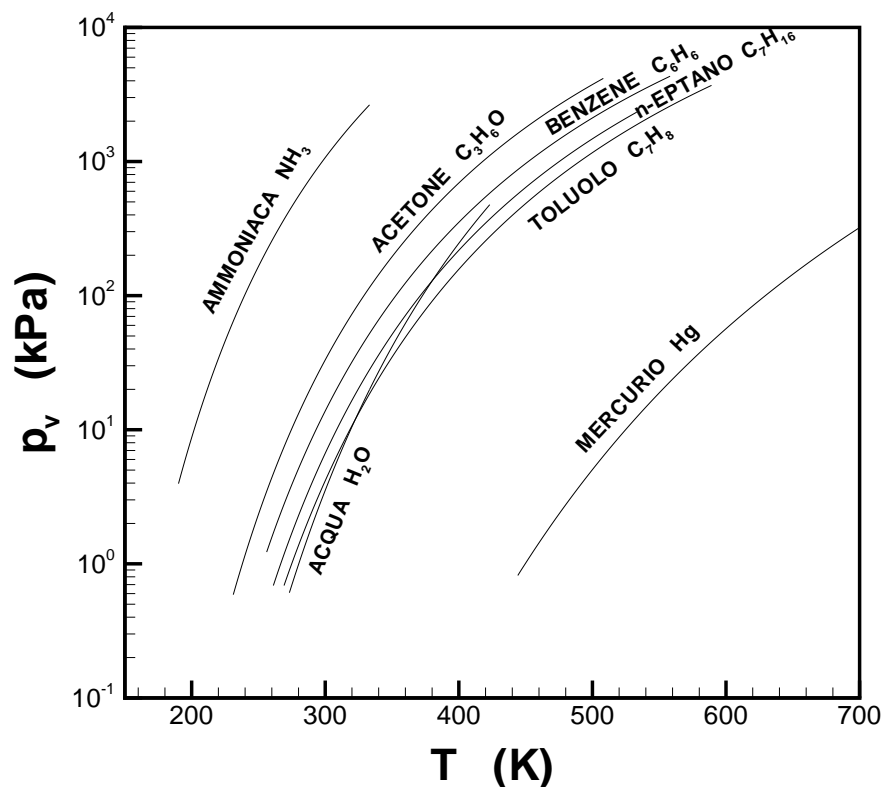



Figure 4.7: Pressione di vapore di diverse specie chimiche in funzione della temperatura.

organici (ma anche per l'acqua ed il mercurio; quest'ultimo può essere presente in rifiuti solidi urbani). In ogni caso p_v cresce con T. Per esempio, la tensione di vapore dell'acqua è di circa 0,03 atm a 24 °C, mentre sale ad 1 atm (101,3 kPa) a 100 °C. La tensione di vapore della maggior parte dei composti organici è invece sensibilmente più alta, per esempio per l'acetone C_3H_6O è di circa 0,21 atm a 24 °C, e raggiunge 1 atm a circa 57 °C. La pressione di vapore di una data specie in funzione della temperatura può essere ricavata dalla legge di Antoine

$$p_v = A - \frac{B}{T + C} \tag{4.5}$$

dove A, B, C sono costanti (dipendenti ovviamente dalla particolare specie considerata). Il comportamento di un liquido contenuto in un recipiente *aperto* all'aumentare della temperatura è dunque il

seguente:
per T tale che $p_v(T) < p_{atm}$ si ha una lenta evaporazione;
per T tale che $p_v(T) = p_{atm}$ si ha ebollizione con un tasso di cambiamento di fase che dipende dal tasso con cui viene fornito calore (infatti per far evaporare un chilogrammo di liquido occorre fornire una quantità di calore pari al calore latente di evaporazione);
per T tale che $p_v(T) > p_{atm}$ si ha ebollizione vigorosa. In quest'ultimo caso il cambiamento di fase sottrae calore al liquido rimasto, che quindi raffredda fino a riportarsi alla temperatura di ebollizione [quella cioè per cui $p_v(T) = p_{atm}$].

Vediamo ora il comportamento in un recipiente *chiuso*. Un liquido volatile alla temperatura T che riempe parzialmente un recipiente chiuso evapora sino a che la pressione parziale dei suoi vapori nella parte libera del recipiente eguaglia la $p_v(T)$. La pressione complessivamente risultante nel recipiente sarà perciò la somma della pressione degli altri gas contenuti nel recipiente (per esempio aria) e della $p_v(T)$. Se per esempio riempiamo parzialmente un recipiente con un liquido volatile e chiudiamo subito il tappo, la pressione salirà dal valore atmosferico $p = p_{atm}$ al valore $p = p_{atm} + p_v(T)$ al termine del processo di evaporazione. Poiché p_v aumenta con T, la pressione complessiva nel contenitore sale all'aumentare di T. Si può ricavare la concentrazione (in termini di frazione molare) della specie volatile nella miscela dalla legge di Dalton (3.52).

La tensione di vapore degli idrocarburi è tanto più alta quanto minore è il loro numero di atomi di carbonio; come abbiamo già visto, metano, etano, propano e n–butano sono addirittura gassosi a temperatura ambiente [$p_v(T_{ambiente}) > p_{atm}$]. Incidentalmente, alcuni elementi (Cd, Zn, As, Sb) che possono essere contenuti nei rifiuti solidi urbani presentano una bassissima tensione di vapore alla temperatura ambiente, ma alle temperature che si raggiungono in un inceneritore possono vaporizzare in quantità significativa e successivamente, raffreddandosi, condensare in particelle fini, tossiche.

Possiamo ora riportare la definizione convenzionalmente adottata (nell'Unione Europea[38]) per un COV: essi sono definiti come composti liquidi o solidi organici la cui temperatura di ebollizione (l'indice b sta per *boiling*), alla pressione atmosferica, sia

$$T_b < 250 \ \text{°C} \tag{4.6}$$

Ricadono sotto questa definizione la maggior parte degli idrocarburi con meno di 12 atomi di carbonio (quindi, in particolare, i principali componenti dei combustibili per impiego automobilistico ed aeronautico).

Analizziamo ora quanto avviene in un serbatoio di stoccaggio del combustibile a terra (per quanto

[38] Le definizioni adottate negli USA ed in Canada sono lievemente diverse.

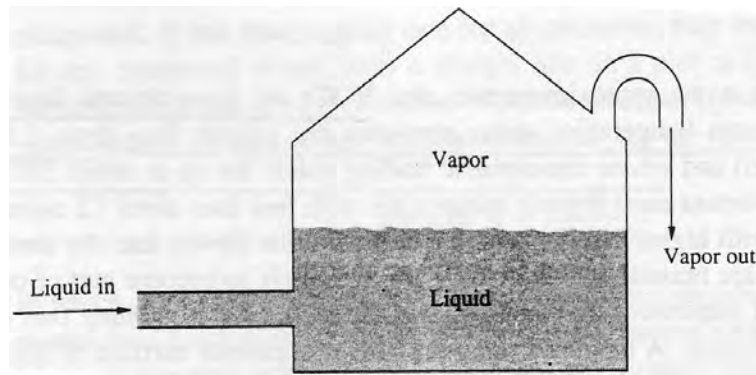



Figure 4.8: Meccanismo delle perdite di riempimento, da [45].

simili considerazioni si possano applicare ai serbatoi degli aerei). Nel serbatoio è presente vapore di combustibile alla pressione $p_v(T)$, essendo T la temperatura ambiente. Quando il serbatoio viene riempito, i vapori contenuti nella parte vuota del serbatoio vengono espulsi nell'atmosfera (*perdita di riempimento*, vedi fig. 4.8). Se poi il serbatoio viene chiuso, variazioni di temperatura inducono variazioni della p_v, e quindi della pressione complessiva al suo interno. Per evitare sovrapressioni (se la T aumenta) o sottopressioni (se diminuisce) che possano compromettere l'integrità del serbatoio, occorre prevedere la ventilazione del serbatoio: ciò fa sì che, aumentando la temperatura, i vapori in tal modo generati sfuggano all'esterno del serbatoio (*perdita di respirazione*). Man mano che il serbatoio viene svuotato (supponendo la T costante), ulteriore liquido evapora per fare in modo che la pressione parziale del vapore di combustibile nella parte vuota del serbatoio sia sempre pari a $p_v(T)$ (*perdite di svuotamento*); questi vapori saranno poi espulsi in una successiva fase di riempimento. La quantità di liquido evaporata, indicato con V il volume libero del serbatoio (cioè non occupato dal liquido) si ricava dalla legge di stato dei gas perfetti (3.51), che in questo caso si scrive

$$p_v(T)\,V \;=\; n_i\,\mathcal{R}\,T \;=\; m_i\,\frac{\mathcal{R}\,T}{\mathcal{M}_i} \tag{4.7}$$

essendo n_i il numero di moli del composto volatile evaporate, $\mathcal{M}_i$ la sua massa molare (peso molecolare) e quindi m_i la massa evaporata; per quest'ultima si ricava

$$m_i \;=\; p_v(T)\,V\,\frac{\mathcal{M}_i}{\mathcal{R}\,T} \tag{4.8}$$

Quindi m_i cresce con il volume libero V, ed anche con T (perché p_v aumenta fortemente con T, certo più che linearmente, vedi fig. 4.7, in cui l'asse delle ordinate è in scala logaritmica). Occorre quindi ridurre il volume libero. Per limitare le perdite di respirazione, si possono accettare limitate sovrapressioni o sottopressioni nel serbatoio, utilizzando quindi chiusure a tenuta, tarate per aprirsi in corrispondenza a differenze di pressione predeterminate (sopportano generalmente -0,043 $< \Delta p <$ 0,034 atm), che comunque non ne mettano in pericolo l'integrità strutturale.

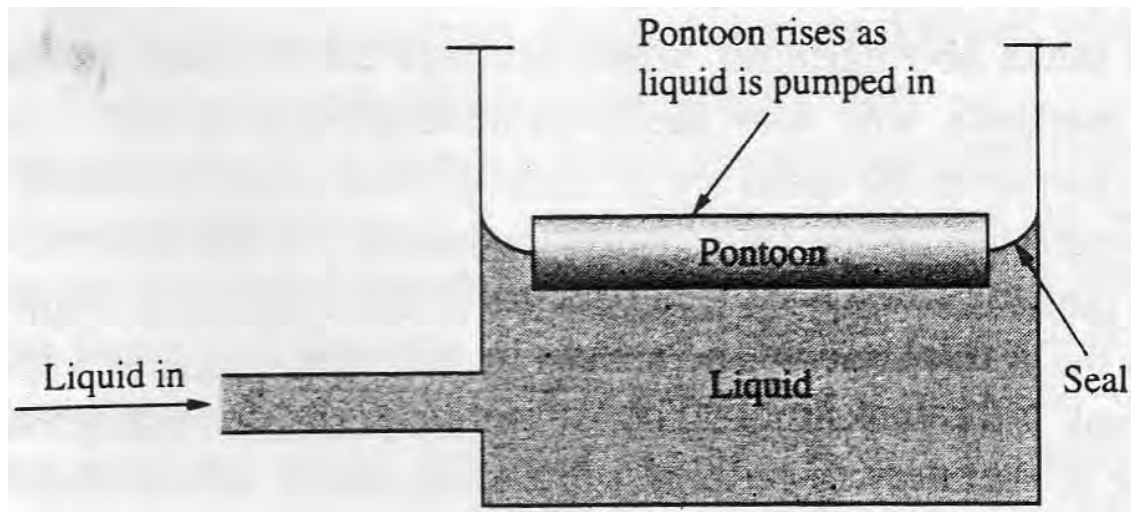



Figure 4.9: Serbatoio a tetto fluttuante, da [45].

Per limitare più in generale le perdite in un serbatoio, e quindi in particolare il rilascio di COV nell'atmosfera, si può adottare un tetto fluttuante, vedi fig. 4.9, in modo da non lasciare uno spazio vuoto (volume libero) al disopra del liquido, eliminando in tal modo le perdite prima esaminate. Rimane tuttavia il problema di assicurare un'adeguata tenuta sul bordo del tetto fluttuante, che scorre contro la parete del serbatoio al variare del livello del liquido.

4.3.3 Contributi alla formazione di particolato da parte dell'aviazione

Si stima [132, 133] che circa il 70% del particolato prodotto dall'aviazione sia dovuto alle emissioni di NO_x (si tratta quindi di particolato secondario), circa il 14% sia emesso sotto forma di *soot* (particolato primario), il 12% sia dovuto alle emissioni di SO_x (ancora particolato secondario), ed il 4% alle emissioni di *VOC*, cioè idrocarburi incombusti (sempre secondario).

4.4 Ossidi di zolfo (SO_x)

Oltre agli effetti già citati nel par. 2.2.2, e nel par. 4.3 per quanto concerne la formazione di particolato secondario, gli ossidi di zolfo innalzano il *punto di rugiada* dei fumi (negli impianti di terra). Per esempio, se questi contengono l'11% in volume di H_2O, il vapore condensa ad una temperatura di 48 °C (perché la tensione di vapore dell'acqua a 48 °C è pari a 0,11 atm). Se tuttavia i fumi contengono anche solo 1 ppm di H_2SO_4 (derivante da reazione di SO_x con vapore acqueo), il punto di rugiada si alza a 110 °C, quindi anche parti relativamente calde delle condotte possono essere ricoperte da un velo di liquido contenente acido solforico in soluzione, fortemente corrosivo.

Lo zolfo può ossidarsi, per effetto dell'ossigeno atmosferico, a SO_2 e quindi almeno in parte (5 – 10%) a SO_3, che in contatto con l'umidità atmosferica dà acido solforico, che irrita le vie respiratorie e gli occhi, genera piogge acide, ed inoltre dà luogo alla formazione di particolato secondario per reazione con l'ammoniaca (presente nell'aria, prevalentemente per cause naturali); tali particelle secondarie hanno diametri comparabili con le lunghezze d'onda della luce visibile, per cui sono particolarmente efficaci nel disperderla, peggiorando la visibilità. Se invece lo zolfo reagisce con idrogeno forma acido solfidrico H_2S (detto anche idrogeno solforato, maleodorante, e tossico in alte concentrazioni). La concentrazione attuale di fondo (cioè lontano da fonti di emissione) di anidride solforosa è dell'ordine di 0,2 ppb, quella di ammoniaca intorno alle 10 ppb.

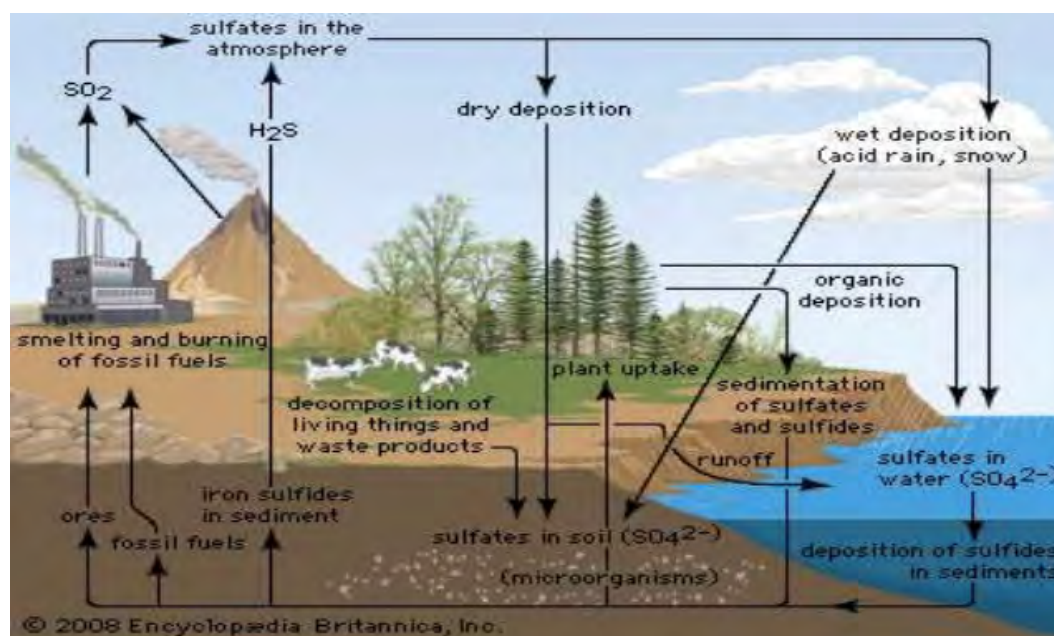



Figure 4.10: Ciclo dello zolfo, da [134].

COMBUSTIBILE	CONTENUTO TIPICO DI S
LEGNA	$\sim$ 0,1%
BENZINA	$\sim$ 0,03%
CHEROSENE	$\sim$ 0,05%
OLIO PESANTE	$\sim$ 0,5–1%
CARBONE	$\sim$ 0,5–3%

Table 4.1: Valori tipici del contenuto di zolfo di alcuni combustibili.

La fig. 4.10 illustra le attività, in particolare quelle antropiche, che coinvolgono flussi di zolfo, principalmente emesso nell'atmosfera a causa di trattamento di minerali e combustione di combustibili fossili; la pioggia rimuove la SO_2 formatasi. Lo zolfo è presente nella crosta terrestre soprattutto in forma di gesso, che presenta una solubilità in acqua di circa 2000 ppm; le acque sotterranee contenenti zolfo in soluzione (sotto forma appunto di gesso) possono percolare in giacimenti di combustibili fossili, che quindi ne vengono a contenere una certa percentuale (questo processo ovviamente non comporta un intervento umano).

Le principali fonti di emissioni di ossidi di zolfo derivano dalla combustione di combustibili che presentano un certo tenore di zolfo, e dal trattamento di minerali contenenti zolfo. La tab. 4.1 riporta indicativamente il contenuto tipico di zolfo di alcuni combustibili.

Si nota che i combustibili che contengono una maggiore percentuale di zolfo sono gli olii pesanti, e soprattutto il carbone; questo zolfo brucia principalmente a SO_2. Il contenuto di zolfo di benzina e cherosene, grazie ai trattamenti descritti successivamente in questo paragrafo, è ridotto a livelli trascurabili. Altra importante fonte di SO_2 è il trattamento di alcuni minerali, come la calcopirite $CuFeS_2$, il quale prevede un'ossidazione che rilascia SO_2:

$$\mathrm{CuFeS_2} + 2,5\,\mathrm{O_2} \rightarrow \mathrm{Cu} + \mathrm{FeO} + 2\,\mathrm{SO_2} \tag{4.9}$$

Per quanto riguarda le tecniche di controllo delle emissioni di zolfo in forma ossidata (SO_x), queste variano a seconda che si considerino grandi impianti di terra, che possono sostenere il costo, l'ingombro ed il peso di un sistema di trattamento dei fumi (generalmente tramite immissione in camera di carbonato di calcio $CaCO_3$ polverizzato, che consuma SO_2 trasformandosi in solfato di calcio, ossia gesso), oppure fonti mobili, per le quali l'unica soluzione è ridurre il contenuto di zolfo del combustibile usato.

Per desolforare un idrocarburo in raffineria, si ricorre all'idrodesolforazione catalitica, nella quale si fa reagire (in fase gassosa) l'idrocarburo contenente zolfo (indicato simbolicamente come HC+S) con

un flusso di idrogeno, sotto l'azione di un catalizzatore (Ni o Co, promossi con Mo o W), tramite la reazione

$$(\mathrm{HC} + \mathrm{S}) + \mathrm{H_2} \rightarrow \mathrm{HC} + \mathrm{H_2S} \tag{4.10}$$

Si forma acido solfidrico come sottoprodotto, che deve quindi essere a sua volta trattato. Quest'ultimo trattamento prevede l'assorbimento mediante una soluzione acquosa alcalina (che aumenta la solubilità dell'acido solfidrico, rimuovendo ioni H^+), poi l'ossidazione mediante una corrente d'aria che scinde H_2S in zolfo elementare ed acqua

$$\mathrm{H_2S} + 0,5\,\mathrm{O_2} \rightarrow \mathrm{S} + \mathrm{H_2O} \tag{4.11}$$

Occorre però fare attenzione a non eccedere con il flusso d'aria per evitare l'instaurarsi di un processo che porta invece alla formazione di SO_2, inquinante, tramite la reazione

$$\mathrm{H_2S} + 1,5\,\mathrm{O_2} \rightarrow \mathrm{SO_2} + \mathrm{H_2O} \tag{4.12}$$

Lo zolfo elementare, sottoprodotto della reazione (4.11), può non essere smerciabile commercialmente (se non c'è una fonte di utilizzazione vicina – il valore commerciale dello zolfo è molto basso) per cui necessita una discarica.

4.5 Ossidi di azoto (NO_x)

Gli effetti nocivi degli ossidi di azoto (monossido NO, biossido NO_2 e protossido N_2O) sono riportati in dettaglio nei par. 2.2.2, e 4.3 per quanto riguarda la formazione di particolato secondario. Essi formano particelle secondarie nell'atmosfera, compreso smog, portano alla formazione di ozono, causano piogge acide (per acido nitrico), attaccano l'ozono stratosferico. Il biossido è un irritante respiratorio, la cui concentrazione è circa un ppb in aria non inquinata, mentre il protossido è un gas di serra (GHG), oltre che un ODG (Ozone Depleting Gas).

La fig. 4.11 indica i valori dei flussi di azoto dovuto a fenomeni naturali ed attività umane. Si noti che le piante (e gli animali che se ne nutrono) hanno bisogno di azoto, però non riescono (a parte i legumi ed alcuni microrganismi) ad utilizzare quello atmosferico in forma molecolare N_2 (praticamente inerte), e devono fare affidamento sull'azoto atomico N che si forma per effetto di fulmini, oppure su fertilizzanti.

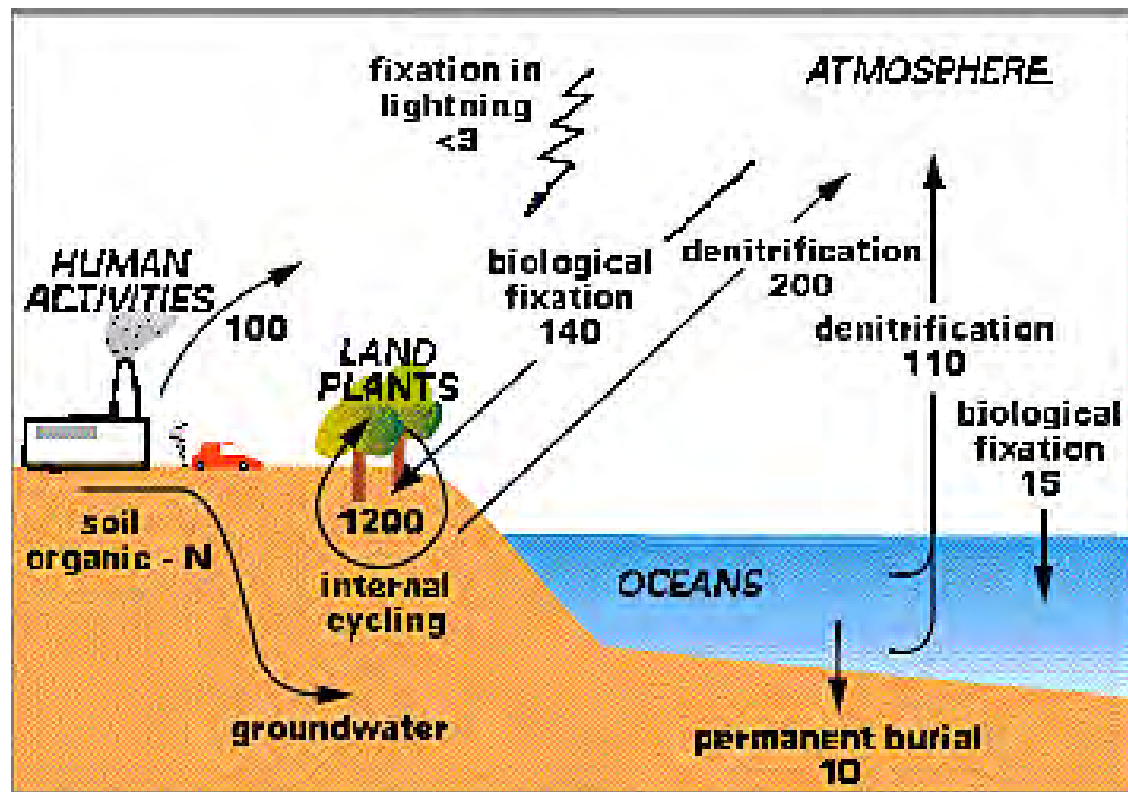



Figure 4.11: Flussi di azoto, da [135].

Le più importanti fonti di emissioni di NO_x sono i veicoli a motore (automobili, aeroplani, ...), e la combustione in impianti (in particolare quelli che bruciano carbone).

Ancorché NO_x e SO_x presentino alcune somiglianze (entrambi sono irritanti, formano particolato secondario, causano piogge acide, sono emessi in quantità particolarmente grande nella combustione del carbone), tra loro sussistono anche importanti differenze. Innanzitutto i veicoli a motore emettono molto NO_x, ma poco SO_x; la formazione di quest'ultimo è dovuta alla presenza di impurità di zolfo nel combustibile, mentre NO_x è formato principalmente a partire dall'azoto atmosferico, anche se nella combustione del carbone c'è un importante contributo dovuto all'azoto contenuto nel combustibile. La formazione di NO_x può essere controllata operando sulla temperatura in camera, sul tempo di residenza in camera e sul contenuto di ossigeno, mentre le emissioni di SO_x dipendono solo dal contenuto di zolfo del combustibile. SO_x viene convertito, negli impianti di terra che adottano la desolforazione dei fumi, in un solido (gesso), mentre NO_x viene convertito in altre specie gassose. Mentre SO_x può essere disciolto in acqua, NO_x no, essendo molto poco solubile.

Vediamo le reazioni che gli ossidi di azoto subiscono in atmosfera. I fumi caldi emessi dai motori

e dagli impianti di combustione contengono NO_x principalmente sotto forma di monossido NO (gas incolore, di per sé poco dannoso alla salute), il quale al diminuire della temperatura si converte in biossido NO_2 (vedi fig. 4.12), gas di colore bruno, irritante. Ancorché un motore emetta principalmente NO, le emissioni di NO_x sono per convenzione espresse come NO_2 equivalente (quindi un kg di NO emesso equivale a $\mathcal{M}_{NO_2}/\mathcal{M}_{NO} = 46/30 = 1{,}533$ kg di NO_2). La reazione di NO_2, in presenza di frammenti di idrocarburi (come COV) e sotto l'azione della luce solare, porta all'aumento della concentrazione di ozono, fortemente irritante, vedi par. 4.3.

L'equilibrio chimico della reazione atmosferica di conversione di NO a NO_2 secondo la

$$\mathrm{NO} + 0,5\,\mathrm{O_2} + \mathrm{M} \rightleftharpoons \mathrm{NO_2} + \mathrm{M} \tag{4.13}$$

dipende fortemente dalla temperatura, a causa della dipendenza della costante di equilibrio di questa reazione:

$$K_p(T) = \frac{p_{\mathrm{NO_2}}}{p_{\mathrm{NO}}\sqrt{p_{\mathrm{O_2}}}} = \frac{X_{\mathrm{NO_2}}}{X_{\mathrm{NO}}\sqrt{X_{\mathrm{O_2}}}\sqrt{p}} \tag{4.14}$$

da cui

$$\frac{X_{\mathrm{NO_2}}}{X_{\mathrm{NO}}} = K_p(T)\sqrt{X_{\mathrm{O_2}}}\sqrt{p} \tag{4.15}$$

Dai valori della costante di equilibrio in funzione della temperatura si possono evincere i valori del rapporto delle concentrazione delle specie NO_2 e NO, che riportiamo in fig. 4.12 in funzione della temperatura.

Dalla fig. 4.12 si vede che ad alta temperatura si ha praticamente quasi solo NO, a bassa temperatura quasi unicamente NO_2 (i valori riportati sono relativi a pressione atmosferica).

Le fig. 4.13 riportano le concentrazioni *di equilibrio chimico* di NO (a sinistra) e NO_2 (a destra) in funzione della temperatura, in aria (quindi con $X_{O_2} = 21\%$) a pressione atmosferica. Notiamo che in realtà nei prodotti di combustione una parte dell'ossigeno è stato utilizzato per far avvenire la combustione, per cui il contenuto residuo tipico di ossigeno all'uscita di un combustore di una turbina a gas è dell'ordine del 10 – 15% (la concentrazione di ossigeno nei prodotti può essere facilmente

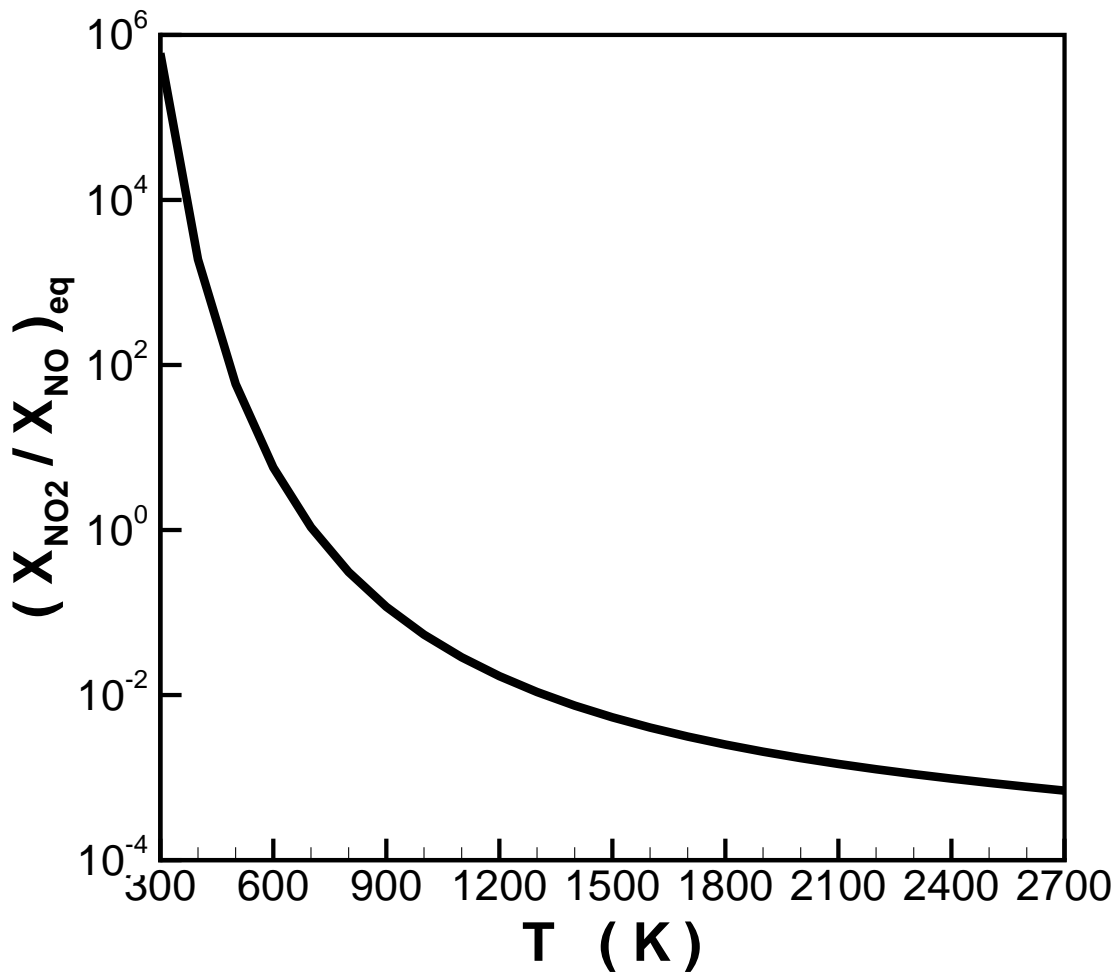



Figure 4.12: Rapporto tra concentrazioni molari d'equilibrio di biossido e monossido d'azoto, a pressione atmosferica.

valutata in funzione del rapporto di equivalenza in base ad un modello *mixed is burnt*, par. 3.2.2, vedi fig. 4.14). Si noti in fig. 4.13 l'estrema sensibilità alla temperatura.

È importante sottolineare che le concentrazioni di equilibrio sono quelle raggiunte asintoticamente per lunghi tempi di permanenza alle temperature indicate; il realtà i processi di reazione avvengono con velocità finita, per cui per brevi tempi di permanenza le concentrazioni saranno ben al di sotto di quelle riportate.

I principali meccanismi di formazione di NO_x sono:

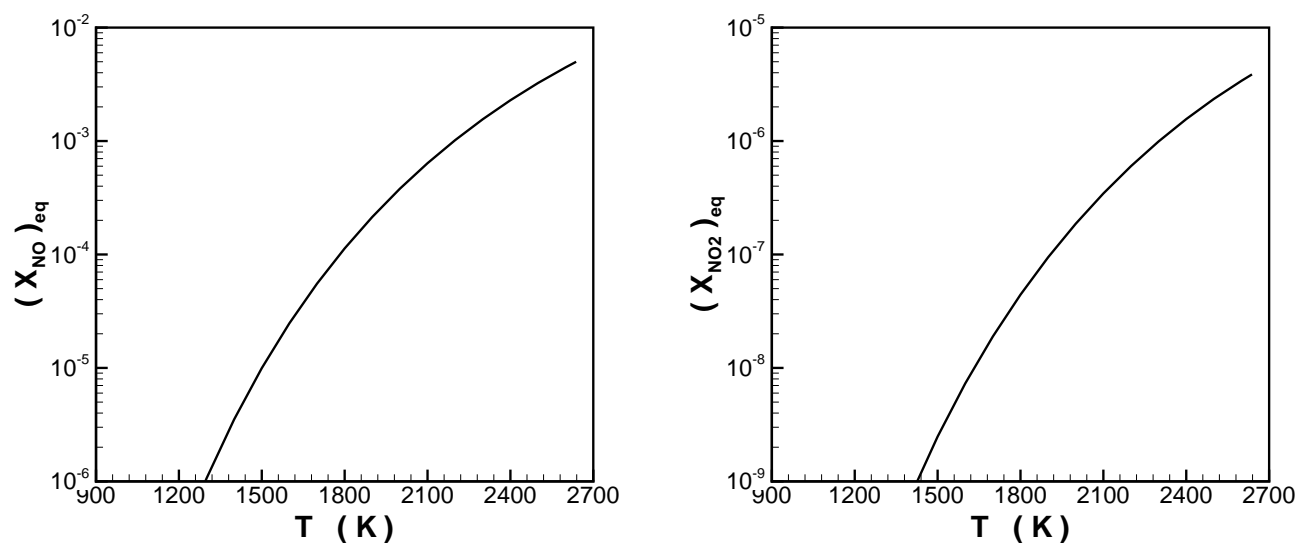



Figure 4.13: (sinistra) Concentrazione di equilibrio di NO (sinistra) e NO_2 (destra), pressione atmosferica; si notino le differenti scale delle ordinate dei due pannelli.

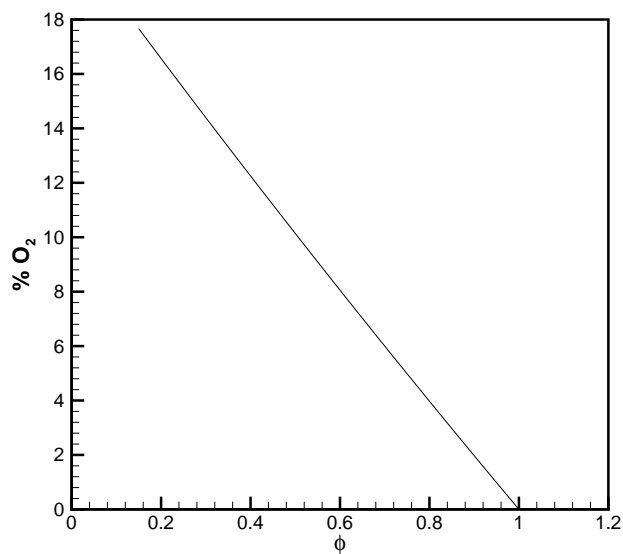



Figure 4.14: Percentuale di ossigeno nei prodotti di combustione cherosene/aria (modello *mixed is burnt*.

1. termico, cosidetto perché estremamente sensibile alla temperatura, caratterizzato da tempi di formazione relativamente lunghi, identificato da Zel'dovich,

2. *prompt* (rapido), caratterizzato da tempi di formazione relativamente rapidi, identificato da Fenimore,

3. *fuel*–N, dovuto all'azoto contenuto nel combustibile, importante per il carbone,

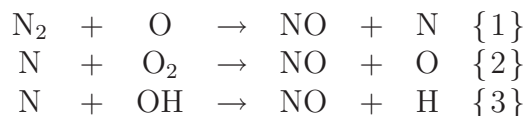
4. un meccanismo che passa attraverso la formazione di protossido di azoto, meno importante,

5. altri ancora che coinvolgono specie come NNH, N_2H_3, NO_2,..., di minore importanza.

Solo per il primo meccanismo (che comunque è di gran lunga il più importante per i motori aeronautici) può essere ricavata un'espressione approssimativa del tasso di formazione (kg di NO che si formano per unità di volume e di tempo); gli altri meccanismi sono estremamente complessi.

4.5.1 Meccanismo termico (o di Zel'dovich)

I passi di reazione considerati in questo meccanismo sono i seguenti:

$$
\begin{array}{ccccccc}
N_2 & + & O & \rightarrow & NO & + & N \quad \{1\} \\
N & + & O_2 & \rightarrow & NO & + & O \quad \{2\} \\
N & + & OH & \rightarrow & NO & + & H \quad \{3\}
\end{array}
$$

Il primo passo del meccanismo termico è la reazione di N_2 atmosferico ed ossigeno atomico (che si forma per dissociazione dell'ossigeno molecolare a causa delle alte temperature in camera di combustione) per dare NO ed un atomo di N. Questa reazione è alquanto lenta (in termini chimici, vedi oltre, con tempi tipicamente dell'ordine di 20 ms nella camera di combustione di un turbogetto), per cui per lo più NO si forma a valle del fronte di fiamma, nei fumi caldi. L'atomo di N può poi reagire secondo le reazioni {2} o {3} per dare un'altra molecola di NO; queste due reazioni sono molto più rapide della {1}, per cui la formazione di questa seconda molecola è quasi contemporanea a quella della prima. La reazione {3} completa il meccanismo di Zel'dovich (essa è in genere meno importante perché la concentrazione di OH è bassa rispetto a quella di O_2), dandogli il nome di meccanismo di Zel'dovich *esteso*. Per quanto detto, globalmente è come se si avesse la reazione (scritta in forma non bilanciata, a solo fine indicativo)

$$N_2 \;+\; O \;\rightarrow\; 2\;NO$$

ed il tasso di formazione di NO è quindi il *doppio* di quello relativo alla prima reazione (perché appunto ogni reazione {1} forma una molecola di NO, e l'atomo di N formatosi genera subito un'altra molecola di NO attraverso {2} o {3}), per cui questa reazione {1} risulta controllante, ed il tasso di formazione di NO

$$w_{NO} \;=\; 2\,\cdot\,\mathcal{M}_{NO}\,\rho^2\,B_1\,T^{\alpha_1}\,\exp\left(-\frac{E_1}{\mathcal{R}\,T}\right)\,\frac{Y_O}{\mathcal{M}_O}\,\frac{Y_{N_2}}{\mathcal{M}_{N_2}} \tag{4.16}$$

può essere posto nella forma, raggruppando le costanti (in questo caso risulta $\alpha_1 = 0$)

$$w_{NO} \;=\; 2,44\,\cdot\,10^{10}\,\rho^2\,\exp\left(-\frac{38370}{T}\right)\,Y_O\,Y_{N_2} \tag{4.17}$$

con w_{NO} in kg/(m^3 s), T in K, ρ in kg/m^3, nella quale si vede che compaiono alcune costanti (caratteristiche della reazione controllante), una dipendenza dalla densità (quindi dalla pressione), una dipendenza dalla temperatura (esponenziale, quindi molto forte) ed una dalla concentrazione dei reagenti. In questa espressione è facile valutare la densità ρ, la temperatura T e la concentrazione – espressa in questo caso come frazione di massa dalla (2.4) – di azoto molecolare N_2 (dipendente da quanta aria atmosferica viene usata), mentre è difficile valutare la concentrazione di ossigeno *atomico*. In prima approssimazione, si può assumere che quest'ultimo si trovi in equilibrio con l'ossigeno molecolare (la cui concentrazione è più facile da valutare, adottando per esempio un modello *mixed is burnt*, vedi ancora fig. 4.14), per la quale si può ricorrere alla costante di equilibrio

$$K_p(T) \;=\; \frac{p_O}{\sqrt{p_{O_2}}} \;=\; \sqrt{p}\,\frac{X_O}{\sqrt{X_{O_2}}} \tag{4.18}$$

della reazione di dissociazione–ricombinazione dell'ossigeno

$$O_2 \;+\; M \;\rightleftharpoons\; O \;+\; O \;+\; M$$

dove M al solito indica un qualsiasi terzo corpo. La (4.18) dà quindi per la frazione *molare* dell'ossigeno atomico

$$X_O \;=\; \frac{K_p(T)}{\sqrt{p}}\,\sqrt{X_{O_2}} \;=\; \frac{K_p(T)}{\sqrt{\rho\,R\,T}}\,\sqrt{X_{O_2}} \tag{4.19}$$

Per passare alla frazione *di massa* dell'ossigeno atomico che figura nella (4.17) ricorriamo alla (2.6)

$$\frac{Y_O\,\mathcal{M}}{\mathcal{M}_O} \;=\; \frac{1}{\sqrt{\rho}}\,\frac{K_p(T)}{\sqrt{R\,T}}\,\sqrt{\frac{Y_{O_2}\,\mathcal{M}}{\mathcal{M}_{O_2}}} \tag{4.20}$$

dalla quale

$$Y_O \;=\; \frac{1}{\sqrt{\rho}}\,\frac{K_p(T)}{\sqrt{R\,T}}\,\frac{\mathcal{M}_O}{\sqrt{\mathcal{M}_{O_2}\,\mathcal{M}}}\,\sqrt{Y_{O_2}} \tag{4.21}$$

Si noti che la massa molare della miscela $\mathcal{M}$ dipende molto poco dalla (limitata) dissociazione di ossigeno molecolare in ossigeno atomico. Si arriva infine ad un'espressione per il tasso di produzione di NO termico in cui figura Y_{O_2} (anziché Y_O):

$$w_{NO} \;=\; 7,75\,\cdot\,10^{12}\,\rho^{3/2}\,T^{-0,0675}\,\exp\left(-\frac{67915}{T}\right)\,\sqrt{Y_{O_2}}\,Y_{N_2} \tag{4.22}$$

Occorre notare però che generalmente la concentrazione di ossigeno atomico O è ben più alta di quella ricavata sotto l'ipotesi di equilibrio (perché la dissociazione della molecola di ossigeno secondo la O_2 + M $\rightarrow$ 2 O + M richiede l'interazione fra *due* molecole, mentre il passo inverso di ricombinazione richiede un'interazione tra *tre* molecole, evento molto più infrequente), per cui la seconda espressione (4.22) dà valori inferiori alla prima (4.17). Poiché comunque il tasso di formazione dipende, oltre che da T, anche dalla concentrazione di ossidante, il massimo valore si avrà *non* per combustione stechiometrica ($\varphi = 1$, che identifica da vicino le condizioni di massima temperatura), ma per combustione con un lieve eccesso d'aria ($\varphi \sim 0,8$, che dà temperature lievemente più basse, ma Y_O molto più alta). Si noti che il tasso di formazione di NO è stato scritto considerando il solo passo

									T_k
N_2	+	M	→	2	N	+	M	{0}	114 000 K
N_2	+	O	→	NO		+	N	{1}	38 370 K
N	+	O_2	→	NO		+	O	{2}	3 500 K
N	+	OH	→	NO		+	H	{3}	69 K

Table 4.2: Temperature di attivazione delle reazioni potenzialmente coinvolte nel meccanismo di Zel'dovich.

in avanti della reazione {1}, supponendo quindi di essere ben lontani dall'equilibrio, cosa giustificata appunto dalla lentezza della reazione.

Il valore della temperatura di attivazione delle diverse reazioni coinvolte (almeno potenzialmente – è stata aggiunta un'ulteriore ipotetica {0} reazione in testa, per motivi che verranno chiariti sotto) nel meccanismo di Zel'dovich è riportato nella tabella 4.2

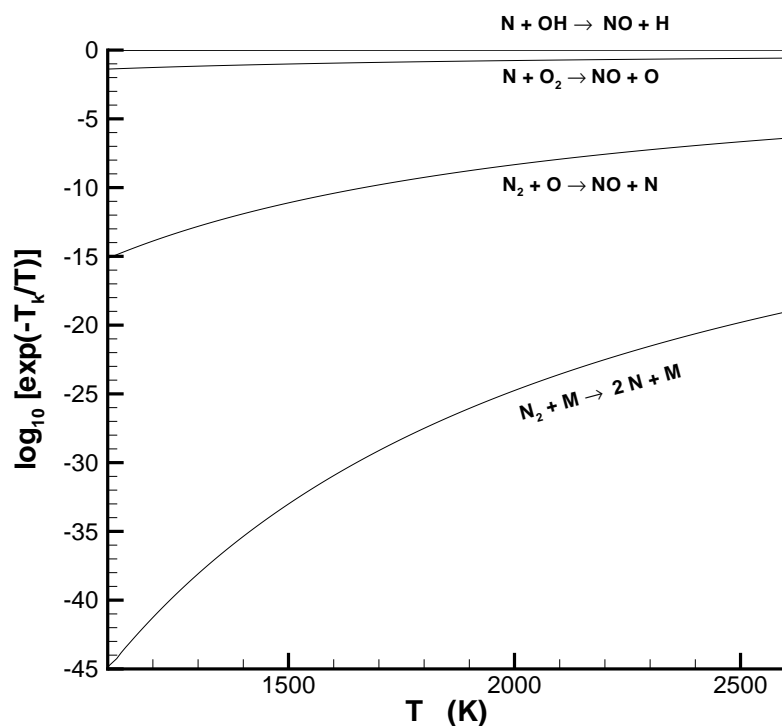



Figure 4.15: Effetto della temperatura sulle reazioni potenzialmente coinvolte nel meccanismo di Zel'dovich.

La motivazione della lentezza della reazione {1} va ricercata nella sua energia di attivazione (o equivalentemente, temperatura di attivazione) molto alta, che fa in modo che solo una piccola frazione delle molecole abbiano energia sufficiente a far avvenire la reazione. Se infatti grafichiamo il valore del termine $\exp(-T_k/T)$ dell'espressione di Arrhenius in funzione della temperatura per le diverse reazioni che compaiono nel meccanismo di Zel'dovich, constatiamo, vedi fig. 4.15, che i valori relativi alla reazione {1} sono di molti ordini di grandezza inferiori a quelli relativi alle reazioni {2} e {3}; quindi è la reazione {1} che risulta 'controllante'. Notiamo che in teoria le reazioni {2} e {3} potrebbero essere attivate da azoto atomico N proveniente, anziché dalla reazione {1}, dalla reazione di dissociazione dell'azoto molecolare (qui indicata come reazione {0}); quest'ultima reazione tuttavia presenta una temperatura di attivazione eccezionalmente alta, per cui avviene ad un tasso talmente basso da non dare alcun contributo apprezzabile alla formazione di azoto atomico. Si noti che comunque il termine $\exp(-T_k/T)$ è estremamente sensibile alla temperatura (la figura ne riporta il logaritmo).

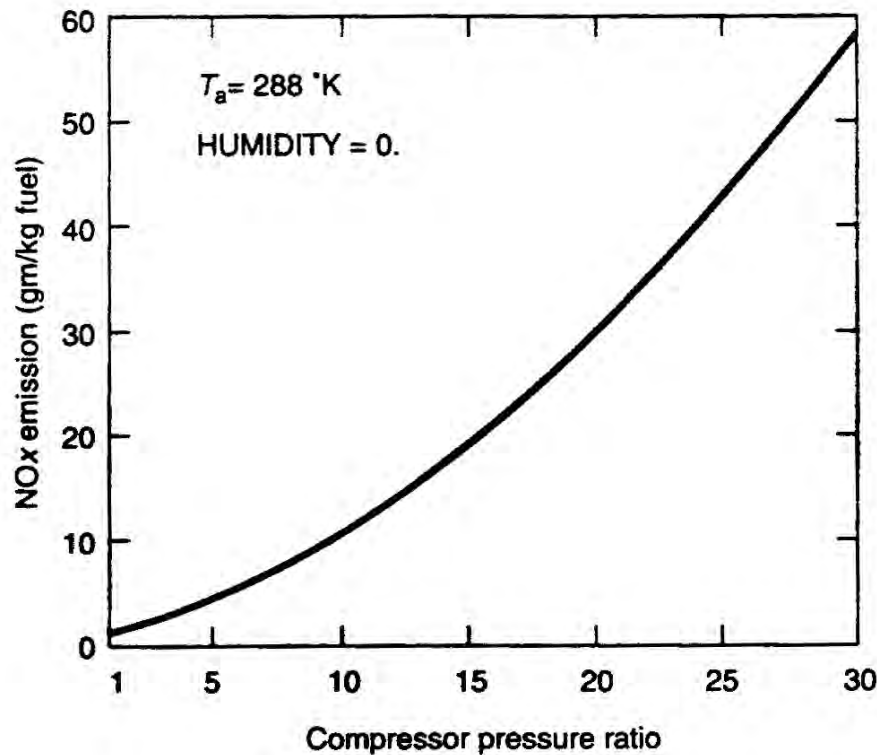



Figure 4.16: Effetto della pressione sull'indice di emissione di NO_x termico, da [136].

La fig. 4.16 riporta invece l'andamento dell'indice di emissione di NO_x in funzione della pressione (o meglio, del rapporto di compressione del compressore). Si noti la forte crescita, dovuta come detto

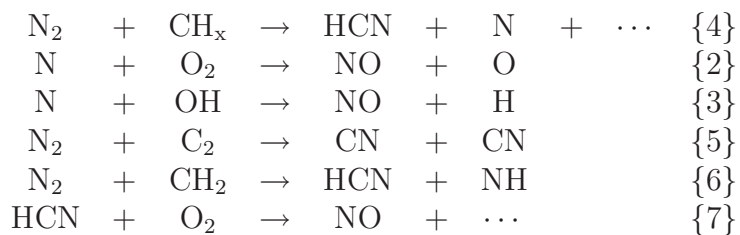
alla dipendenza quadratica dalla densità. Non è tuttavia ipotizzabile, al fine di contenere le emissioni di NO_x, limitare la pressione, per gli stessi motivi addotti a proposito del *soot*, vedi commento alla fig. 4.4.

4.5.2 Meccanismo *prompt* (o di Fenimore)

Questo meccanismo si innesca quando nella combustione si ha formazione di acido cianidrico HCN. Questo si forma a partire da gruppi CH_x che si originano nella decomposizione termica del generico idrocarburo C_nH_m, reazione che indichiamo simbolicamente come (n, m, x denotano un qualsiasi intero)

$$C_nH_m \rightarrow CH_x$$

La formazione di HCN, e successivamente di NO, avviene secondo il meccanismo

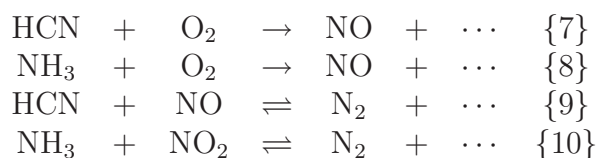
$$\begin{array}{ccccccccl}
N_2 & + & CH_x & \rightarrow & HCN & + & N & + & \cdots & \{4\} \\
N & + & O_2 & \rightarrow & NO & + & O & & & \{2\} \\
N & + & OH & \rightarrow & NO & + & H & & & \{3\} \\
N_2 & + & C_2 & \rightarrow & CN & + & CN & & & \{5\} \\
N_2 & + & CH_2 & \rightarrow & HCN & + & NH & & & \{6\} \\
HCN & + & O_2 & \rightarrow & NO & + & \cdots & & & \{7\}
\end{array}$$

dove le reazioni {2} e {3}, attive anche nel meccanismo di Zel'dovich, sono ulteriormente promosse dalla produzione di azoto atomico attraverso la {4}. Si noti che abbiamo scritto tutte le reazioni considerando il solo passo in avanti, il che è giustificato dal fatto che a secondo membro compaiono sempre due specie presenti a livello di tracce, mentre a primo membro compare sempre uno dei componenti principali della miscela reagente, presente in grande concentrazione, per cui il passo diretto sovrasta quello inverso (fa eccezione la reazione {3}, nella quale a primo membro non compaiono componenti principali della miscela, ma in compenso compare il gruppo OH che è di gran lunga il radicale più abbondante). Il meccanismo *prompt* è importante per tutti gli idrocarburi e per il carbone[39] (i quali contengono sia C che H), ma non per esempio per combustione di idrogeno oppure di CO. È più veloce del meccanismo termico, per cui la NO si forma in prossimità della zona di fiamma. È relativamente importante (rispetto al meccanismo termico) a bassa temperatura (condizione che deprime il contributo termico) o per difetto di ossigeno (idem); inoltre il suo contributo

[39] Il carbone può contenere dall'1.5% al 6% di idrogeno.

generalmente decresce all'aumentare della pressione (per cui risulta poco importante per le turbine a gas, che lavorano ad elevata pressione, alta temperatura, in eccesso di ossigeno).

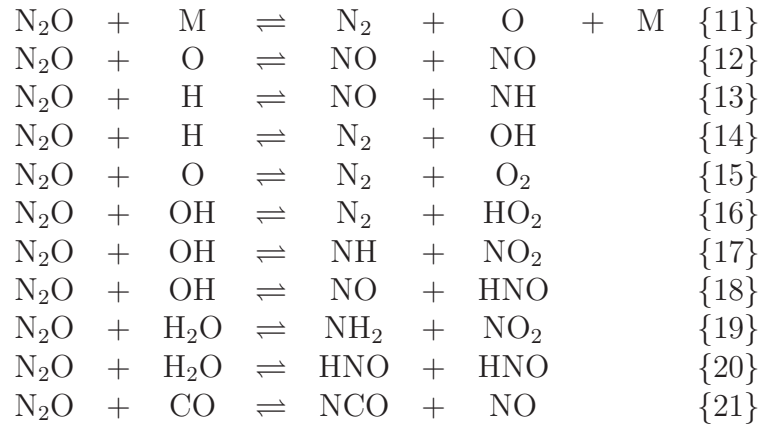
4.5.3 Meccanismo dell'azoto legato al combustibile (o *f*uel–N)

Il carbone può contenere una certa percentuale (fino al 2%) di azoto sotto forma in particolare di gruppo amminico NH_2 od ammoniaca NH_3; una significativa percentuale può anche essere presente nell'olio combustibile (da 0,5 a 1,8%), mentre la benzina ed il cherosene ne contengono una quantità trascurabile (minore di 0,05%). Questo azoto legato porta alla formazione di acido cianidrico HCN ed ammoniaca NH_3, le quali si convertono in NO secondo il meccanismo

$$
\begin{array}{ccccccc}
\mathrm{HCN} & + & \mathrm{O_2} & \rightarrow & \mathrm{NO} & + & \cdots & \{7\} \\
\mathrm{NH_3} & + & \mathrm{O_2} & \rightarrow & \mathrm{NO} & + & \cdots & \{8\} \\
\mathrm{HCN} & + & \mathrm{NO} & \rightleftharpoons & \mathrm{N_2} & + & \cdots & \{9\} \\
\mathrm{NH_3} & + & \mathrm{NO_2} & \rightleftharpoons & \mathrm{N_2} & + & \cdots & \{10\}
\end{array}
$$

anche se allo stesso tempo queste specie promuovono reazioni – {9} e {10} – che invece distruggono NO_x. Si noti tuttavia che in queste ultime due reazioni compare a secondo membro uno dei componenti principali della miscela (N_2) per cui bisogna considerare la reazione come reversibile (indicato infatti dalla freccia nei due sensi). Anche il meccanismo dell'azoto legato risulta più veloce di quello termico. Tipicamente dal 20% al 50% dell'azoto contenuto nel combustibile è trasformato in NO.

4.5.4 Meccanismo del protossido di azoto (N_2O)

In questo meccanismo si forma NO passando attraverso la produzione appunto di protossido d'azoto N_2O:

$$
\begin{array}{lclclclcll}
N_2O & + & M & \rightleftharpoons & N_2 & + & O & + & M & \{11\} \\
N_2O & + & O & \rightleftharpoons & NO & + & NO & & & \{12\} \\
N_2O & + & H & \rightleftharpoons & NO & + & NH & & & \{13\} \\
N_2O & + & H & \rightleftharpoons & N_2 & + & OH & & & \{14\} \\
N_2O & + & O & \rightleftharpoons & N_2 & + & O_2 & & & \{15\} \\
N_2O & + & OH & \rightleftharpoons & N_2 & + & HO_2 & & & \{16\} \\
N_2O & + & OH & \rightleftharpoons & NH & + & NO_2 & & & \{17\} \\
N_2O & + & OH & \rightleftharpoons & NO & + & HNO & & & \{18\} \\
N_2O & + & H_2O & \rightleftharpoons & NH_2 & + & NO_2 & & & \{19\} \\
N_2O & + & H_2O & \rightleftharpoons & HNO & + & HNO & & & \{20\} \\
N_2O & + & CO & \rightleftharpoons & NCO & + & NO & & & \{21\}
\end{array}
$$

Esso dà un certo contributo in tutti i combustibili, ma è più importante in presenza di azoto legato (NH_3, NH_2, che vengono decomposti a NH), che forma N_2O secondo i passi inversi di {13}, {17}, {19}, il quale successivamente forma NO attraverso i passi diretti di {12}, {18}, {21}. Se nel combustibile *non* è presente azoto legato, il protossido d'azoto si forma principalmente attraverso i passi inversi di {11}, {14}, {15}, {16}; tra i passi che producono NO occorre aggiungere il passo diretto di {13}. Si noti che abbiamo scritto tutte le reazioni come reversibili, considerando cioè tanto il passo diretto che quello inverso, non potendo *a priori* asserire quale dei due prevalga. Il contributo di questo meccanismo cresce al crescere della pressione. Anche le emissioni di N_2O stesso sono di interesse, avendo importanti effetti ambientali (è un gas di serra e veicolo di distruzione dell'ozono stratosferico, avendo lunga vita media, vedi par. 2.3.2 e 2.4).

4.5.5 Peso dei diversi meccanismi

Per fissati valori di temperatura, densità e concentrazione di ossigeno atomico ed azoto, il tasso di produzione di NO termico risulta definito secondo la (4.17). Di conseguenza, in un ipotetico sistema spazialmente omogeneo (in cui cioè non ci sono variazioni delle grandezze nelle diverse coordinate spaziali) l'equazione di conservazione delle specie, che in questo caso si scrive

$$\frac{d\,(\rho Y_{NO})}{dt} = w_{NO} \tag{4.23}$$

porta ad una crescita lineare della concentrazione di NO nel tempo, secondo la

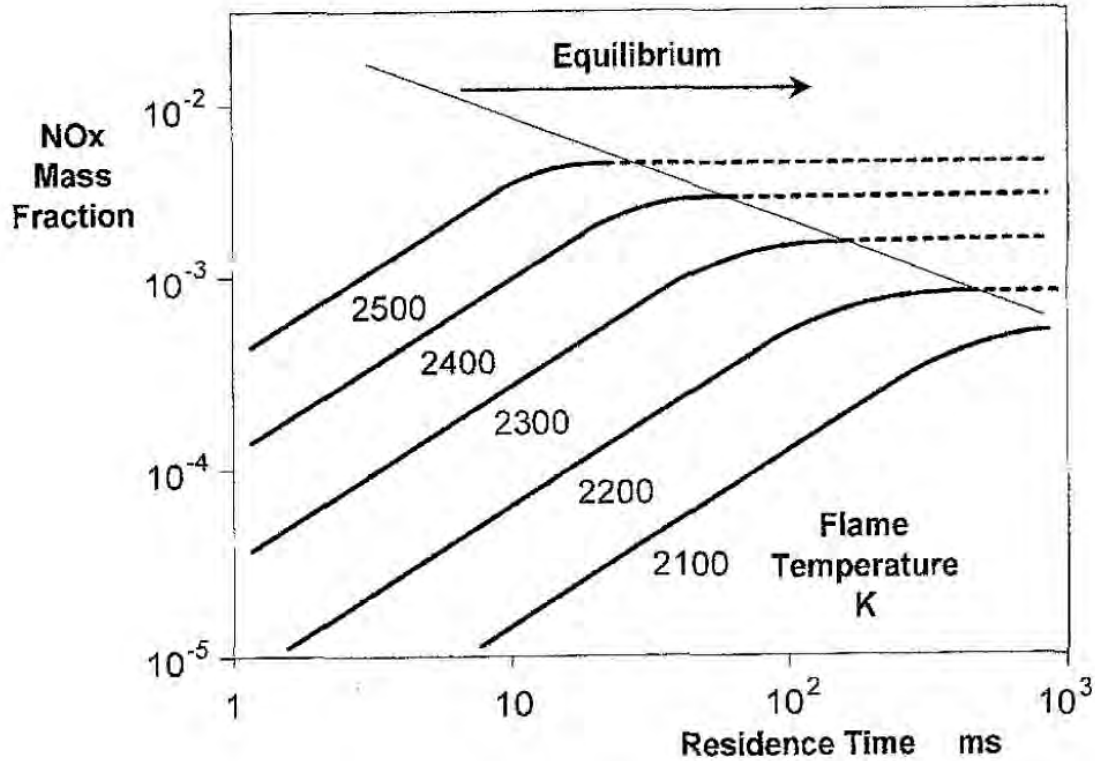



Figure 4.17: Crescita della concentrazione di NO termico in funzione del tempo di residenza in camera, con la temperatura a parametro, da [137].

$$Y_{NO} = \frac{w_{NO}}{\rho} t \tag{4.24}$$

La fig. 4.17 riporta quindi la crescita della concentrazione di NO nel tempo per vari valori della temperatura. Si noti che per alti tempi di residenza si hanno concentrazioni di NO molto alte, che possono quindi avvicinare (specie per le temperature più alte) i valori di equilibrio, che evidentemente non possono essere superati, per cui si osserva una saturazione delle curve. In queste condizioni l'espressione per il tasso di formazione (4.17) andrebbe emendata considerando anche il tasso della reazione all'indietro, che andrebbe quindi a sottrarsi da quello in avanti.

Consideriamo la concentrazione di NO che si ha nel passaggio di un flusso attraverso un fronte di fiamma, e confrontiamo i risultati derivanti dall'applicazione della formula riportata in (4.17) con

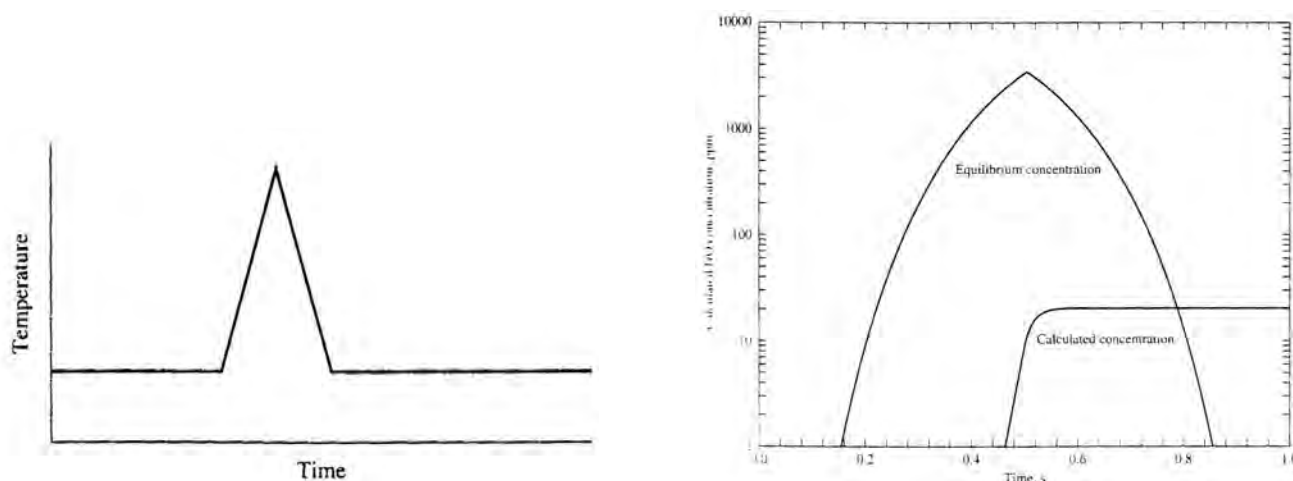



Figure 4.18: (sinistra) Variazione di temperatura nel tempo ipotizzata; (destra) concentrazioni di NO calcolate in equilibrio e con chimica a velocità finita, da [45].

i valori di equilibrio. Supponiamo che l'andamento della temperatura nel tempo (conseguenza del passaggio di una particella di fluido attraverso il fronte di fiamma) sia del tipo mostrato a sinistra in fig. 4.18. Se la concentrazione di NO fosse in equilibrio, essa crescerebbe molto velocemente all'aumentare della temperatura, ma diminuirebbe anche rapidamente al suo diminuire a valle della fiamma, vedi fig. 4.18 a destra. Per effetto della velocità finita della reazione, invece, la crescita è molto più lenta (per cui si forma meno NO di quanto previsto dall'equilibrio), però una volta che la temperatura decresce (passato il fronte di fiamma) anche il tasso della reazione inversa crolla, e la NO non si riconverte più in azoto ed ossigeno, per cui si può ritrovare alla fine con una concentrazione di NO maggiore di quella che si sarebbe avuta in equilibrio chimico.

Nella combustione del carbone, vedi fig. 4.19, i tre meccanismi più importanti sono quello termico, quello *prompt* e quello dell'azoto legato. Gli ultimi due sono attivi a qualsiasi temperatura, mentre il primo si attiva solo ad alta temperatura, per via della sua estrema sensibilità alla temperatura (dovuta all'altissima temperatura di attivazione della reazione {1}), diventando poi rapidamente dominante all'ulteriore aumento di T.

Nella combustione in turbine a gas invece il meccanismo dominante è senz'altro il meccanismo termico, molto importante a causa delle alte temperature operative. Il meccanismo *prompt* risulta relativamente poco importante sia per l'effetto dominante del meccanismo termico, sia per effetto delle alte pressioni operative, vedi par. 4.5.2. Il meccanismo dell'azoto legato risulta poi del tutto inefficace in quanto il cherosene contiene una quantità insignificante di azoto legato.

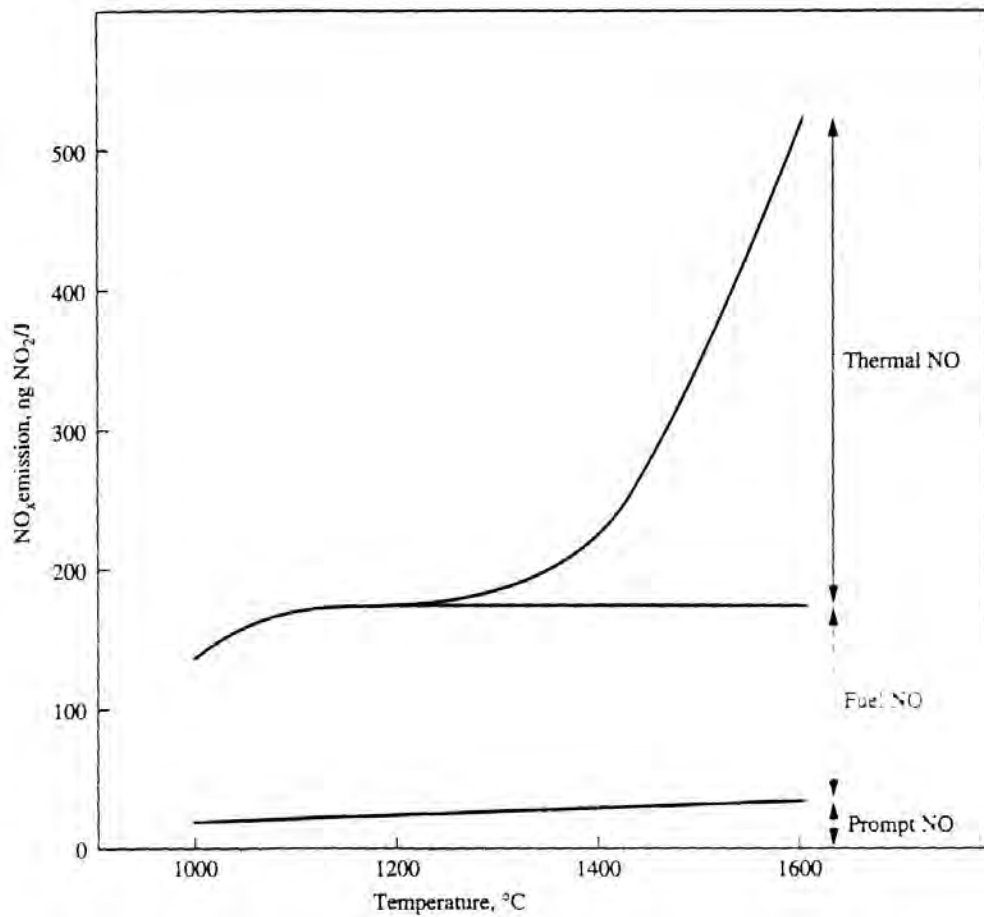



Figure 4.19: Contributo dei diversi meccanismi alla formazione di NO nella combustione del carbone, in funzione della temperatura, da [45].

Rimane il meccanismo del protossido d'azoto, il cui contributo può essere orientativamente calcolato ad un 10 – 15% circa del totale dello NO_x emesso. I grafici a torta di fig. 4.20 (derivati in base ad un modello [138], con tutti i limiti che questo comporta) riportano la distribuzione dello NO_x emesso al decollo ed in crociera, per una tipica situazione. Si osserva che al decollo l'86,3% dello NO_x è NO dovuto al meccanismo termico, il 12,8% è NO dovuto al meccanismo del protossido d'azoto, mentre lo 0,9% dello NO_x è direttamente emesso come protossido d'azoto. In fase di crociera queste percentuali cambiano come riportato, si osservi tuttavia che l'indice di emissione di NO_x è comunque molto più basso in crociera (1,5 g di NO_x per kg di combustibile bruciato, contro i 30,4 al decollo) in virtù delle minori temperature che si hanno in camera in queste condizioni (confronta anche la tab. 2.1).

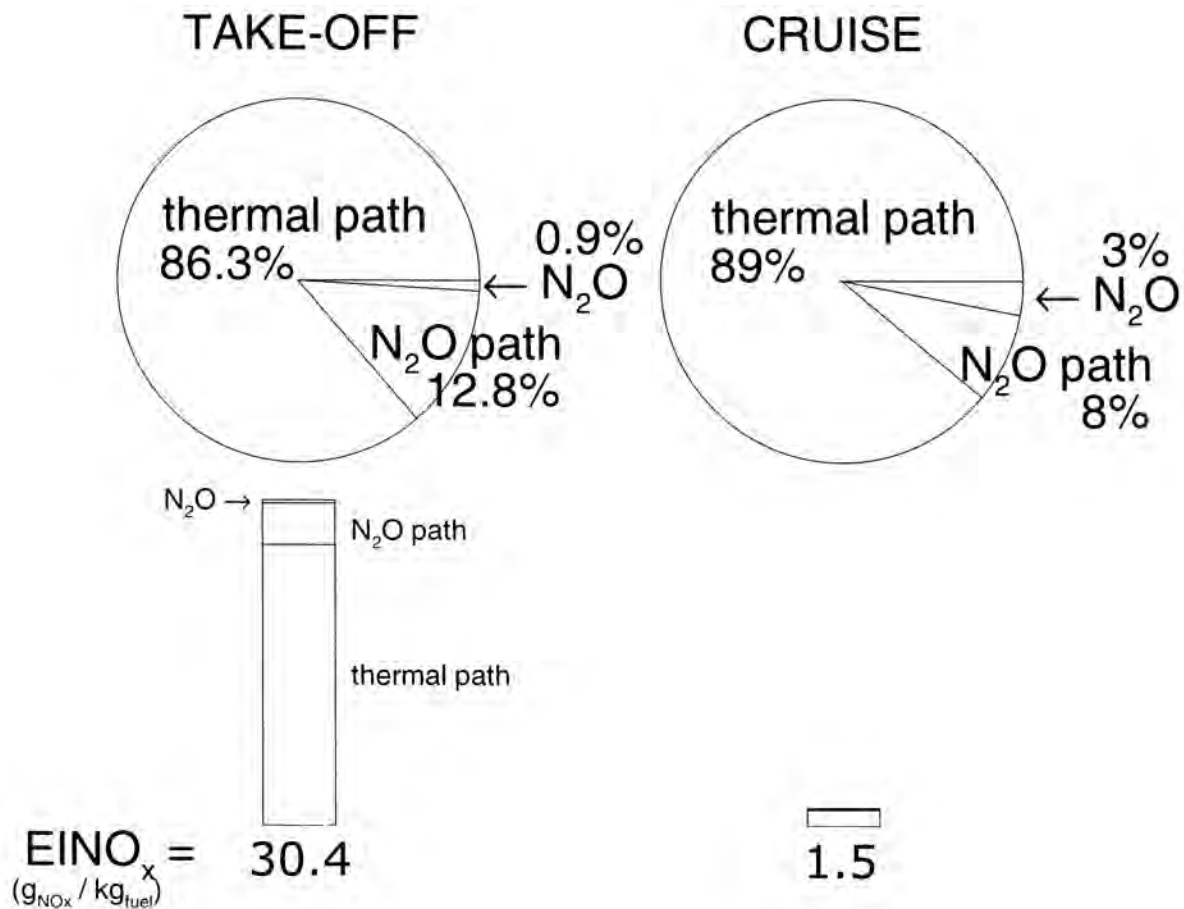



Figure 4.20: Contributo dei diversi meccanismi alla formazione di NO_x in un motore aeronautico, in condizioni di decollo e volo di crociera, adattata da [138].

4.5.6 Controllo delle emissioni di NO

Per controllare le emissioni di NO_x, la cosa in linea di principio migliore è adottare un processo di combustione che ne limiti la formazione. Ove ciò non sia possibile, occorre trattare i fumi mediante addizione di ammoniaca od urea, che riducono la concentrazione di NO_x (si noti che in questo caso processi di dissoluzione in acqua non sono possibili causa la bassissima solubilità degli ossidi di azoto); questo è possibile solo in impianti di terra, per evidenti problemi di peso dell'impianto e degli additivi.

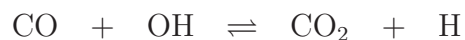
Per quanto detto, si può ridurre il tasso di formazione di NO (almeno quello termico, che come detto nella combustione ad alta temperatura è la parte prevalente) riducendo la temperatura, il tempo di

residenza entro la camera (o meglio il tempo che il flusso trascorre ad alta temperatura, il cosidetto *time–at–temperature*), ed ancora riducendo la concentrazione di ossidante, vedi (4.17). Si può per esempio far avvenire la combustione in due o più stadi (*reburning*), introducendo prima solo una parte del combustibile o dell'ossidante fino a raggiungere una certa temperatura, poi effettuare una seconda iniezione, vedi successiva fig. 4.30. In impianti di terra, si può far ricircolare una parte dei prodotti di combustione entro la camera (*flue gas recirculation*), per abbassare la temperatura e quindi la produzione di NO termico (ma questa stategia non risulta ovviamente applicabile a turbine a gas, nelle quali si desidera una temperatura alta). Vedremo però che tutti queste azioni comportano un parallelo aumento delle emissioni di CO e UHC. Una soluzione radicale (almeno per combustibili che non contengono azoto legato) sarebbe quella di far avvenire la reazione in ossigeno puro anziché in aria, ma l'aria è gratis, mentre la produzione dell'ossigeno puro ha un suo costo.

4.6 Monossido di carbonio (CO)

Le emissioni di monossido di carbonio sono in massima parte dovute ai veicoli a motore, in particolare alle automobili. Le massime concentrazioni di CO si registrano quindi in città. Nei pressi degli aeroporti, dal 50% all'80% delle emissioni di CO è dovuto agli aerei, mentre la parte restante è dovuta al traffico di veicoli terrestri dentro e attorno l'aeroporto stesso. L'interesse a limitare le emissioni di CO nasce non solo dai suoi effetti nocivi, vedi par. 2.2.4, ma anche dal fatto che esso rappresenta un incombusto, e quindi la sua conversione a CO_2 comporterebbe un miglioramento del rendimento del combustore, ossia una riduzione dei consumi, vedi anche par. 3.3.

Mentre l'ossidazione del carbonio contenuto negli idrocarburi e nel carbone a monossido di carbonio CO è veloce, la successiva ossidazione a CO_2 è relativamente lenta. Essa avviene secondo la reazione

$$\mathrm{CO} \quad + \quad \mathrm{OH} \quad \rightleftharpoons \quad \mathrm{CO_2} \quad + \quad \mathrm{H}$$

la quale risulta piuttosto lenta a bassa temperatura. Tale effetto in questo caso non è dovuto alla temperatura di attivazione (la quale anzi è singolarmente bassa, appena 39 K, per cui il termine $\exp(-T_k/T)$ è praticamente sempre unitario a qualsiasi temperatura), bensì al fatto che la concentrazione del radicale OH è *estremamente* sensibile alla temperatura (a basse temperature tale concentrazione è bassissima). Un'idea della forte dipendenza della concentrazione di OH dalla temperatura si può avere dalla fig. 4.21, anche se ricavata sotto un'ipotesi di equilibrio chimico, discutibile in particolare per i radicali quali appunto OH. Ovviamente, la temperatura viene in realtà determinata assegnando il rapporto di equivalenza, anch'esso indicato.

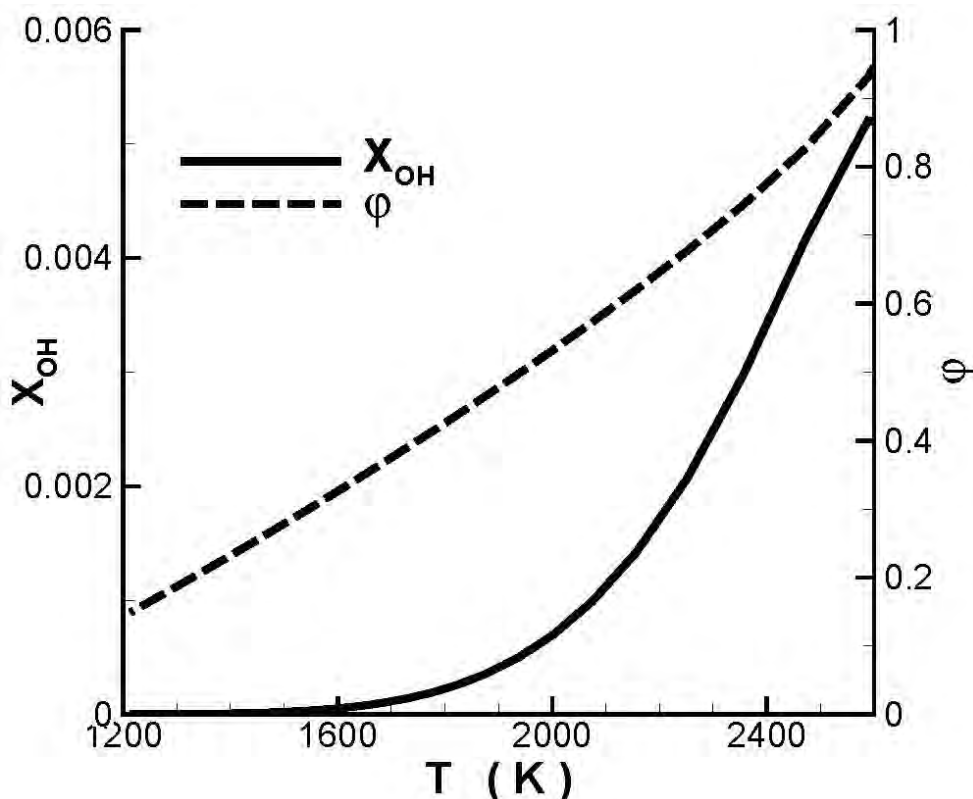



Figure 4.21: Concentrazione *di equilibrio* di OH in funzione della temperatura (ed associato valore del rapporto di equivalenza), per una miscela reagente cherosene/aria alla pressione $p = 3$ MPa, con temperature dei reagenti $T_{air} = 850$ K, $T_f = 298.15$ K.

Si trova inoltre che le emissioni di CO sono fortemente correlate con quelle di UHC, in quanto le stesse condizioni (alta temperatura) che favoriscono l'ossidazione di CO a CO_2 favoriscono anche l'ossidazione degli idrocarburi incombusti, come pure quella del *soot*.

La fig. 4.22 riporta l'indice di emissione di CO (EICO, g di CO emessi per kg di combustibile bruciato) per una turbina a gas, in funzione del rapporto di equivalenza φ. Per φ molto basso la temperatura è relativamente bassa per cui la reazione che dovrebbe ossidare CO a CO_2 è praticamente bloccata, con il risultato che si hanno forti emissioni di CO [40]. Avvicinandosi alle condizioni $\varphi = 0,8$ la temperatura sale, per cui il tasso della reazione di ossidazione di CO accelera, ed inoltre essendo in condizioni di miscela povera (eccesso di ossigeno) si ha ossigeno in abbondanza per ossidare la CO a

[40] Se approssimiamo il combustibile come $C_{10}H_{22}$, la sua combustione a temperatura relativamente bassa (per cui il carbonio forma solo CO), descritta secondo il modello *mixed is burnt* come $C_{10}H_{22}$ + 10,5 (O_2 + 3,76 N_2) $\rightarrow$ 10 CO + 11 H_2O + 39,48 N_2, porta ad una massa di CO formata per unità di massa di combustibile $10 \cdot \mathcal{M}_{CO}/\mathcal{M}_{C_{10}H_{22}} = 280/142\ \mathrm{kg}_{CO}/\mathrm{kg}_f \simeq 2000\ \mathrm{g}_{CO}/\mathrm{kg}_f$.

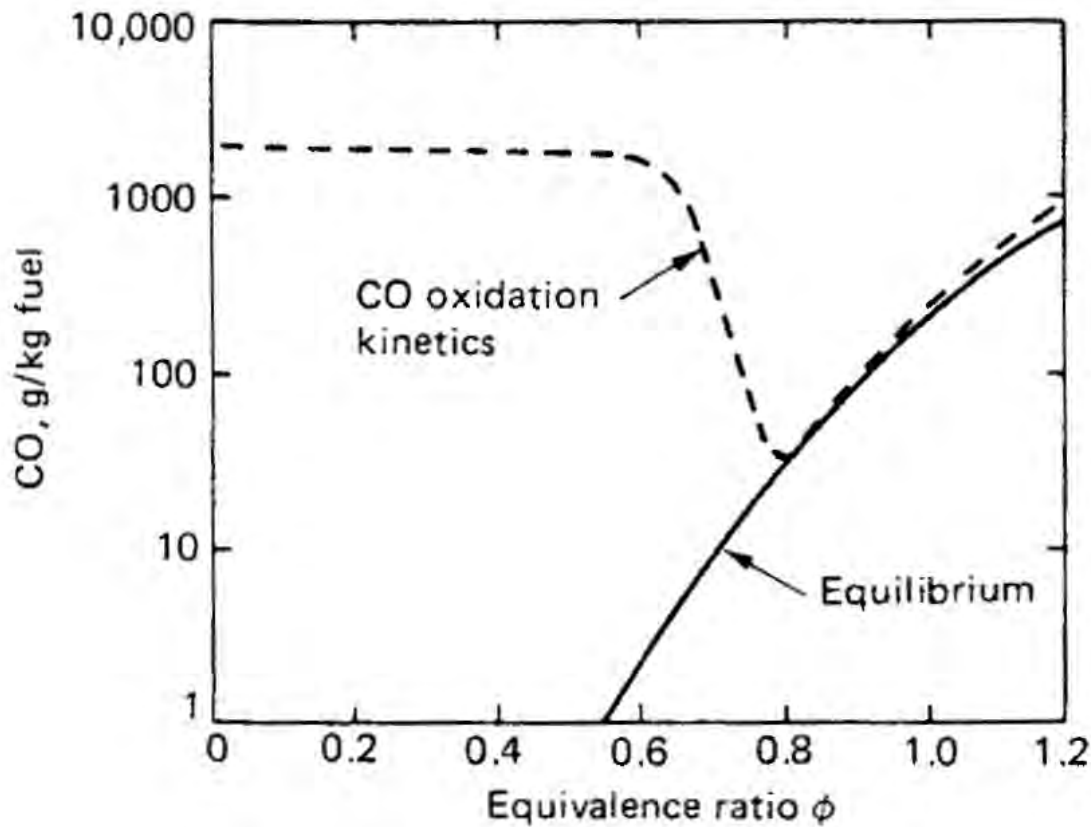



Figure 4.22: Andamenti tipici della concentrazione di CO in funzione del rapporto di equivalenza, sotto le ipotesi di equilibrio e di chimica a velocità finita, da [104].

CO_2. Per 0,8 $< \varphi <$ 1 la temperatura continua a salire, tuttavia l'ossigeno comincia ad essere meno abbondante quindi iniziano ad aversi difficoltà ad ossidare completamente il carbonio a CO_2, per cui EICO risale. Per $\varphi \sim 1$ l'alta temperatura accelera fortemente la reazione, per cui la concentrazione di CO praticamente raggiunge i livelli di equilibrio, al disotto dei quali non può andare (viceversa, si potrebbe dire che la concentrazione di CO_2 non può andare oltre il valore di equilibrio). Aumentando ancora φ, EICO aumenta perché per $\varphi > 1$ si opera in difetto di ossigeno, cosa che forza parte del carbonio contenuto nel combustibile ad ossidarsi a CO piuttosto che a CO_2.

La fig. 4.23 mostra che gli indici di emissione di CO e di idrocarburi incombusti sono fortemente correlati fra loro (EIUHC spazia nella fascia indicata), per cui tutte le misure prese per contenere le emissioni di CO contengono anche quelle di UHC (*Unburned HydroCarbons*).

Come si può constatare dalla fig. 4.24, riducendo le emissioni di CO (che viene bruciato a CO_2, con rilascio di calore), e quindi anche quelle di idrocarburi incombusti (bruciati a CO_2 ed H_2O, con

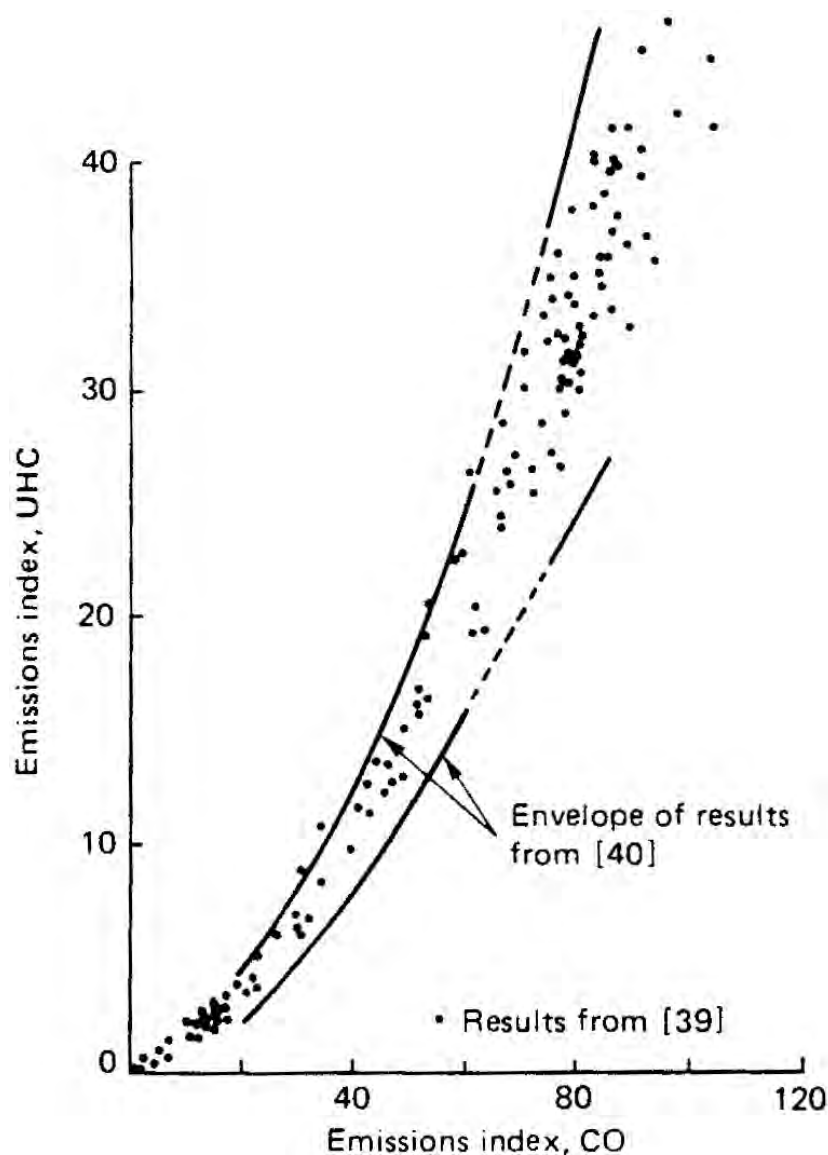



Figure 4.23: Correlazione tra emissioni di CO e UHC, da [104].

rilascio di calore), aumenta la percentuale del potere calorifico del combustibile che viene sfruttato a fini utili (ossia il rendimento di combustione, qui riportato in ascissa).

Le emissioni di CO si riducono all'aumentare della pressione operativa (nelle turbine a gas, nelle quali la combustione avviene in pressione), come mostrato in fig. 4.25. Questo può essere spiegato considerando la ipotetica reazione (di equilibrio)

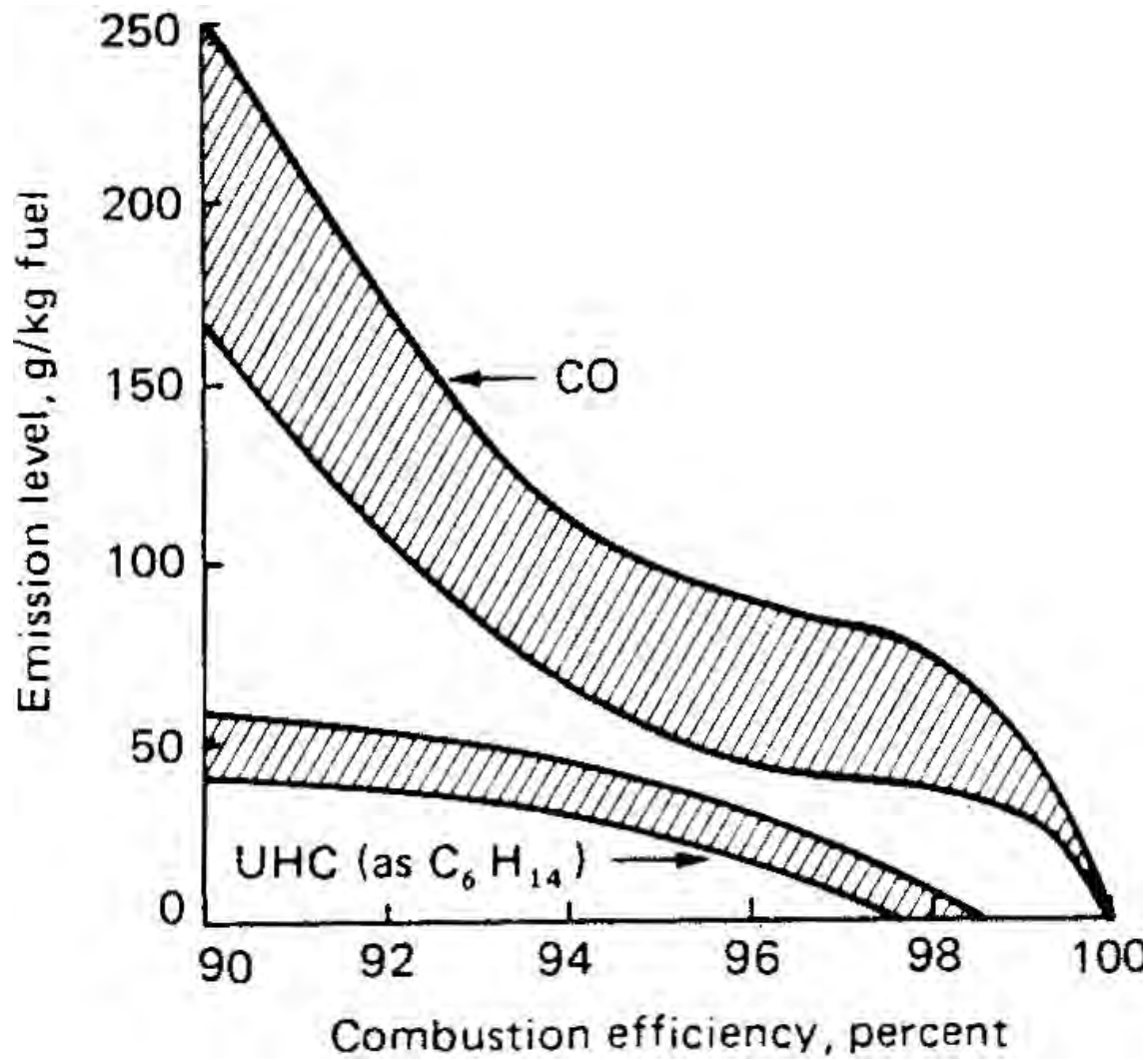
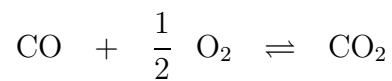



Figure 4.24: Correlazione tra emissioni di CO e rendimento del combustore, da [104].

$$CO \quad + \quad \frac{1}{2} \quad O_2 \quad \rightleftharpoons \quad CO_2$$

che presenta una costante di equilibrio

$$K_p(T) \; = \; \frac{p_{CO_2}}{p_{CO}\,\sqrt{p_{O_2}}} \; = \; \frac{X_{CO_2}}{X_{CO}\,\sqrt{X_{O_2}\,p}} \tag{4.25}$$

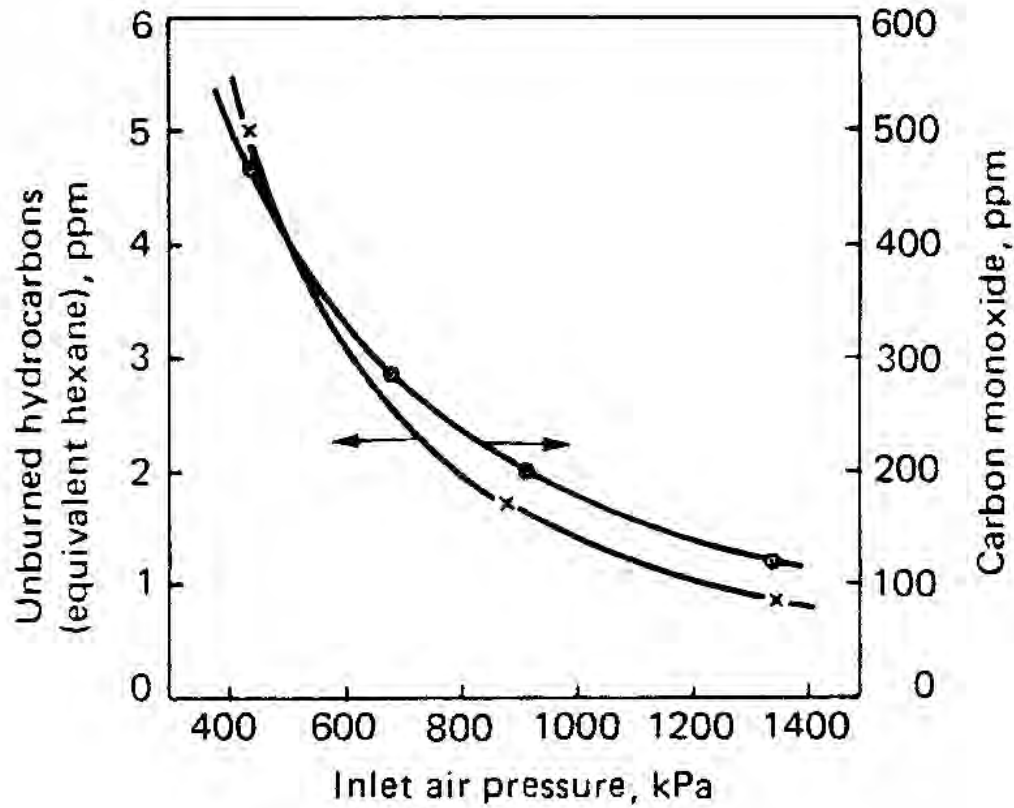



Figure 4.25: Effetto della pressione sulle emissioni di CO da una turbina a gas, da [104].

da cui

$$\frac{X_{CO_2}}{X_{CO}} = K_p(T)\,\sqrt{X_{O_2}\,p} \tag{4.26}$$

ossia la conversione di CO a CO_2, fissata T, aumenta con p (dato il largo eccesso di ossigeno nei motori turbogas, la concentrazione di O_2 è poco influenzata dal processo di conversione di CO a CO_2). Al solito, le emissioni di UHC seguono un analogo andamento. Ovviamente, in realtà la reazione non sarà in equilibrio, ma tenderà comunque a tale condizione, per cui le conclusioni qui tratte sono almeno qualitativamente valide.

4.7 Interrelazione tra emissioni di CO, UHC E NO_x

Abbiamo osservato, vedi par. 4.5.1, che il tasso di formazione di NO_x termico ha un massimo per $\varphi = 0,8$, mentre dal par. 4.6 si evince che le emissioni di CO hanno un minimo ancora per $\varphi = 0,8$, e per quanto detto queste saranno anche le condizione di minime emissioni di idrocarburi incombusti. Sussiste quindi una situazione di conflitto tra i requisiti di minimizzare le emissioni di questi diversi inquinanti; ogni passo inteso a diminuire le emissioni di NO_x (come l'adozione di temperature operative moderate, penuria di ossigeno, brevi tempi di residenza, pressioni moderate) comporta un parallelo aumento di quelle di CO e UHC, e viceversa.

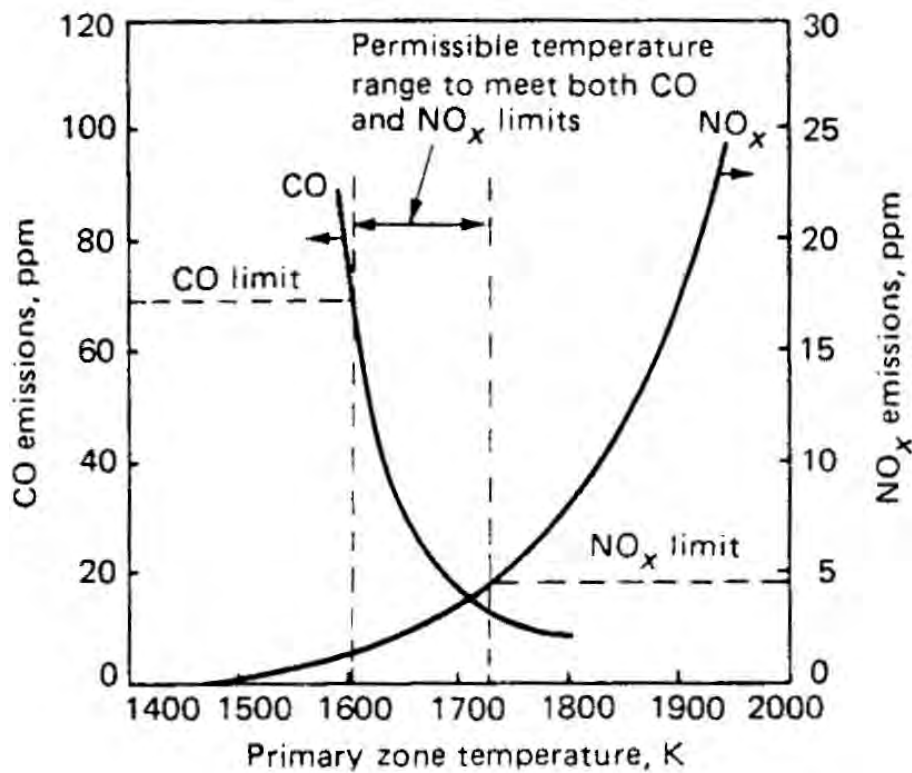



Figure 4.26: Indici di emissione di NO_x e CO da un motore alternativo, in funzione della temperatura, da [104].

La fig. 4.26 riporta le emissioni di NO e CO da un *motore alternativo* (a ciclo Otto–Beau de Rochas) in funzione della temperatura; come detto, le prime aumentano con la temperatura, le seconde diminuiscono (almeno finché non ci si avvicina a condizioni di difetto di ossigeno). Si vede che è comunque possibile identificare un campo di temperature, da 1600 a 1730 K, entro il quale le emissioni di NO e CO sono entrambe accettabili. Occorrerà perciò cercare di operare all'interno di

questo ristretto campo, evitando quanto più possibile disuniformità entro la camera, o fluttuazioni eccessive, che possano far uscire, sia pur localmente o temporaneamente, da questo campo.

Le pareti del cilindro del motore alternativo devono essere raffreddate, sia per preservarne l'integrità, sia per evitare che la viscosità del lubrificante nel *carter* si riduca a valori inaccettabilmente bassi (al contrario di quanto avviene in un gas, il coefficiente di viscosità di un liquido diminuisce con la temperatura). Questo implica che la temperatura della miscela reagente nel cilindro non sarà uniforme come desiderato in linea di principio, bensì più bassa vicino alle pareti, con conseguenti localmente accresciute emissioni di CO ed UHC (anche se NO_x si riduce). Per contrastare questo effetto, si cerca di adottare geometrie della camera di combustione con basso rapporto area/volume, quindi per quanto possibile vicine ad una sfera. Occorre poi accelerare il riscaldamento del motore (quando il motore è freddo emette grosse quantità di inquinanti perché lavora lontano dalla temperatura ottimale – si può dire che la parte prevalente delle emissioni di CO ed incombusti è rilasciata alla partenza, per cui è opportuno far riscaldare il motore per uno o due minuti facendolo girare al minimo) mediante particolari soluzioni (facendo inizialmente ricircolare i gas di scarico sulla testata, oppure utilizzando resistenze elettriche), ed infine adottare marmitte catalitiche.

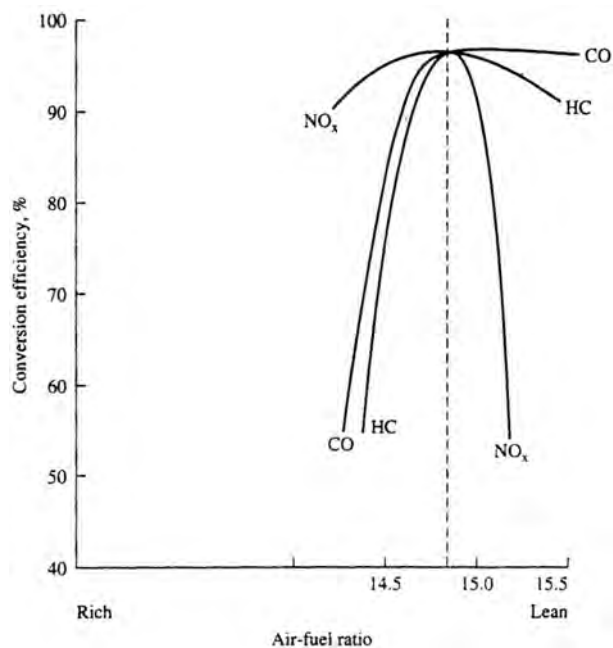
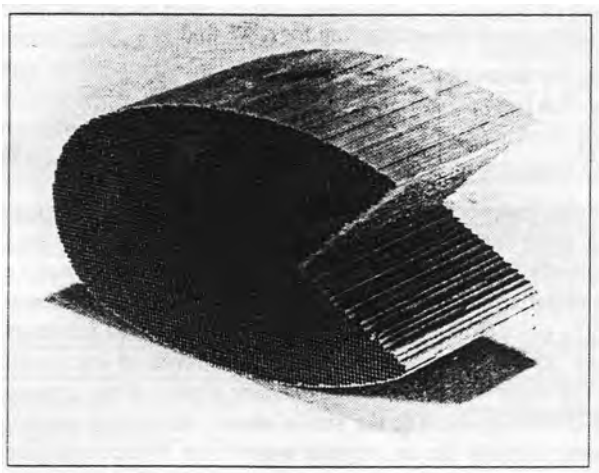
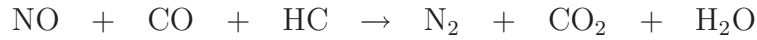



Figure 4.27: (sinistra) Struttura a nido d'ape del supporto del catalizzatore; (destra) rendimenti di conversione in funzione del rapporto A/F, da [45].

Nelle marmitte catalitiche delle automobili, il monossido di carbonio è utilizzato (insieme agli UHC)

come agente riducente, per strappare l'ossigeno da NO:

$$\mathrm{NO} \quad + \quad \mathrm{CO} \quad + \quad \mathrm{HC} \quad \rightarrow \quad \mathrm{N_2} \quad + \quad \mathrm{CO_2} \quad + \quad \mathrm{H_2O}$$

(la reazione indicata è puramente qualitativa – non bilanciata). Ciò richiede l'utilizzo di catalizzatori quali platino, palladio, rodio. Poiché il tasso di reazione è proporzionale alla superficie disponibile per il catalizzatore, i gas di scarico sono fatti defluire attraverso una struttura con un gran numero di sottili canali, ricoperti di un sottilissimo strato di catalizzatore (una marmitta contiene circa 1,5 g di catalizzatore, molto costoso). Come mostra la fig. 4.27 a destra, che dà i rendimenti di conversione di $\mathrm{NO_x}$, CO e UHC, la marmitta può lavorare efficacemente solo in una ristrettissima fascia di valori del rapporto aria/combustibile A/F, per cui si adottano rivelatori del contenuto di ossigeno dei fumi, che attraverso la centralina controllano il rapporto aria/combustibile. Non si possono però utilizzare benzine contenenti tetraetilato di piombo come antidetonante, perché il piombo avvelena il catalizzatore.

Nei motori *turbogetto* e derivati, le emissioni di CO e $\mathrm{NO_x}$ sono tipicamente correlate, al variare delle condizioni operative, da una curva del tipo di quelle riportate in fig. 4.28. Si hanno temperature in camera relativamente basse in fase di *idle* (cioè quando il motore è acceso ma non fornisce spinta significativa, come avviene nelle fasi di attesa a terra) con associate alte emissioni di CO e basse di $\mathrm{NO_x}$ (estremo superiore sinistro della curva), mentre in fase di decollo si hanno alte temperature per avere la spinta massima, con basse emissioni di CO ma alte di $\mathrm{NO_x}$ (estremo inferiore destro della curva). In fase di volo di crociera la temperatura è intermedia, e si riescono a rispettare i limiti (indicati in figura) sia su sulle emissioni di CO che di $\mathrm{NO_x}$. Quindi la bontà di un combustore può essere valutata dal fatto che la curva è spostata verso l'origine (come nella curva C in figura), più che dal fatto che il punto di lavoro sia spostato verso l'uno o l'altro dei due estremi di una stessa curva.

La fig. 4.29 riporta direttamente le emissioni di $\mathrm{NO_x}$, CO e UHC al variare delle condizioni operative. Nei motori aeronautici la spinta viene variata agendo sulla portata di combustibile, e quindi sul rapporto di equivalenza, che determina poi il campo di temperatura in camera di combustione. Nelle condizioni di minima spinta (*idle*) la temperatura in camera è relativamente bassa, per cui si hanno basse emissioni di $\mathrm{NO_x}$, ma alte di CO e di UHC. La situazione inversa si verifica invece quando è richiesta la massima spinta (al decollo). Per quanto riguarda le emissioni di *soot*, esse sono determinate da un bilancio tra il termine di produzione, che sappiamo aumentare con il rapporto di equivalenza (vedi fig. 4.3), quindi con la temperatura e la spinta, ed il termine di ossidazione, il quale pure aumenta con la temperatura (che favorisce la combustione delle particelle di carbonio). Questa situazione determina un minimo delle emissioni di *soot* in corrispondenza a valori intermedi della spinta (anche la minore pressione in condizioni di volo di crociera, ad alta quota, contribuisce

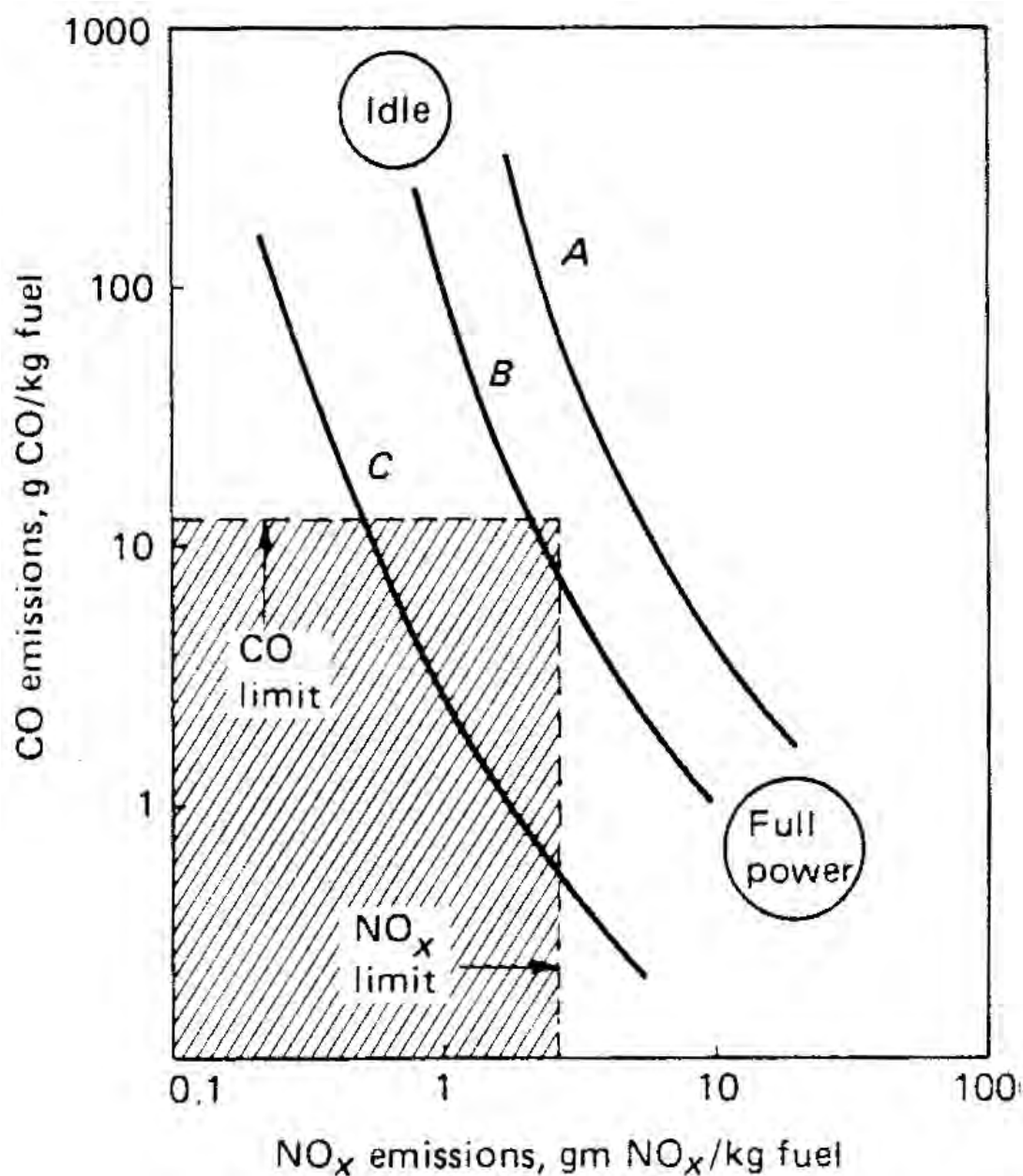



Figure 4.28: Indici di emissione di CO e NO_x da turbine a gas al variare delle condizioni operative, da [104].

ad abbassare le emissioni, vedi la fig. 4.4, per quanto questa sia relativa ad iniettori *pressure–swirl*); per bassi valori della spinta si ha limitata formazione di *soot*, ma anche ossidazione molto ridotta, mentre per alti valori della spinta l'alto valore di φ porta ad una copiosa produzione di *soot*, non bilanciata dal parallelo aumento del tasso di ossidazione delle particelle.

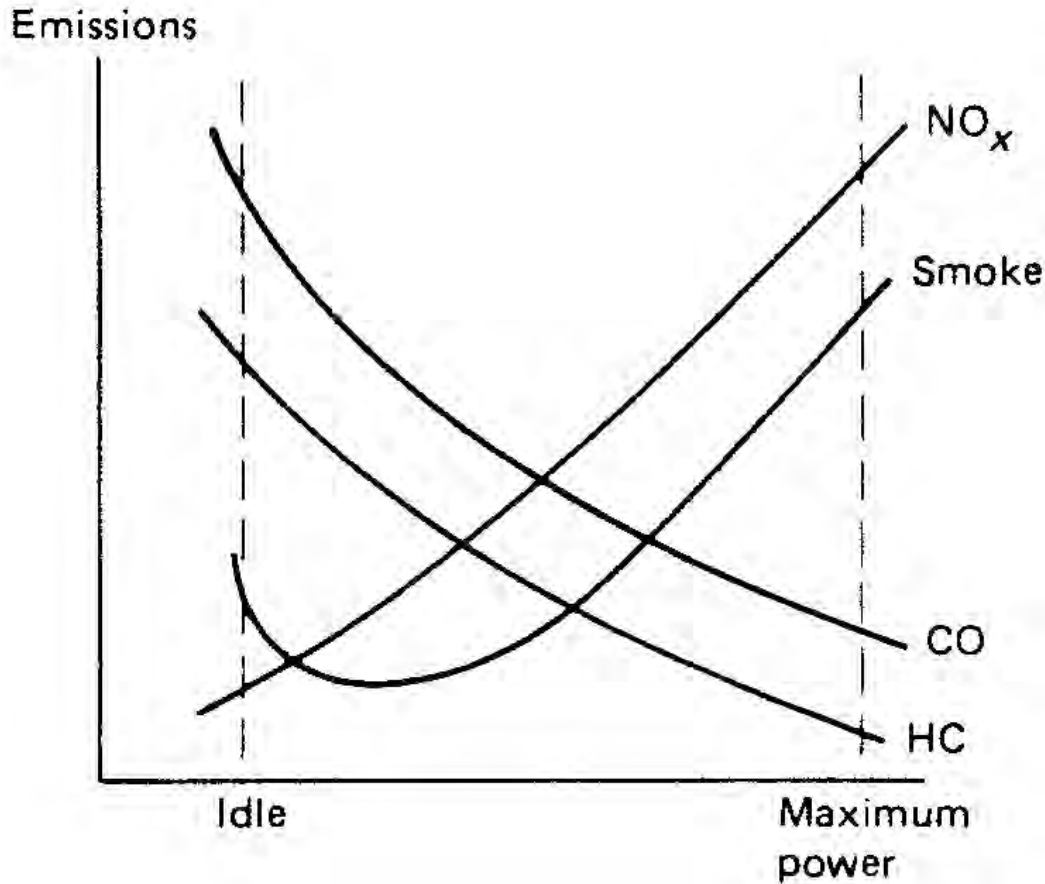



Figure 4.29: Emissioni di CO, UHC, NO_x e *soot* (*smoke*) da turbine a gas al variare delle condizioni operative, da [104].

Per ridurre le emissioni, nelle turbine a gas non è possibile adottare dispositivi catalitici perché indurrebbero cadute di pressione inaccettabili (oltre che per ovvi motivi di peso ed ingombro in un aereo). La necessità di raffreddare le pareti del *liner* (che altrimenti raggiungerebbero temperature inaccettabili) fa sì che in prossimità di esse sia presente una regione di bassa temperatura, dove si avrà abbondante formazione di CO e UHC. Bisogna allora anche in questo caso adottare geometrie che minimizzino il rapporto superficie pareti/volume. Alla disposizione con camere di combustione a canne tubolari separate, vedi fig. 3.7, disposte intorno all'albero che collega turbina e compressore (pur semplice e pratica per la manutenzione) è preferibile allora una camera anulare, con assai più basso rapporto superficie/volume, ma più costosa (perché più difficile da realizzare) e meno accessibile per la manutenzione. La maggior parte dei combustori dei motori aeronautici di spinta elevata adotta

perciò la geometria anulare. Ancora, per limitare l'estensione delle zone a bassa temperatura in prossimità delle pareti, è indicato utilizzare tecniche di raffreddamento che richiedano la minima quantità d'aria per la refrigerazione, quindi in particolare il raffreddamento per traspirazione, vedi figg. 3.18, 3.19 e fine par. 3.3.

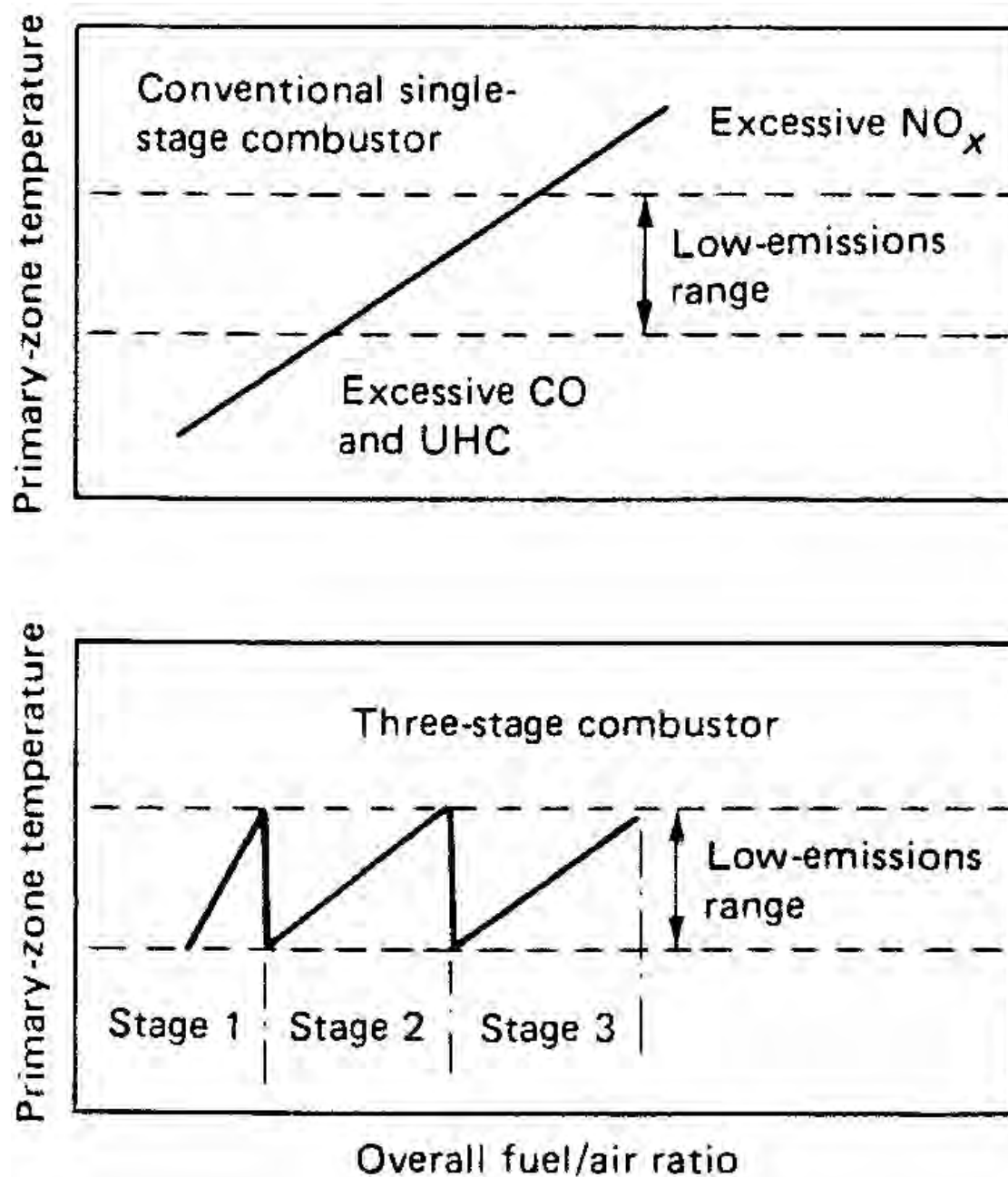



Figure 4.30: (sopra) Combustore convenzionale; (sotto) combustore a stadi, da [104].

Una tecnica che può essere usata per contenere le emissioni di inquinanti è quello dello *staging*, cioè suddividere l'iniezione di combustibile (e/o di aria) in più stadi. Le figg. 4.30 riportano la temperatura della zona primaria del combustore in funzione della quantità di combustibile iniettata (adimensionalizzata con la quantità *totale* di aria ingerita dal combustore, per cui ha il significato di un rapporto combustibile/aria, anche se tale interpretazione è un po' fuorviante, in quanto qui, mentre ci si riferisce al combustibile che è stato iniettato fino ad una certa ascissa della camera, ci si riferisce invece per l'aria a *tutta* la portata d'aria, indipendentemente da come viene distribuita). In un combustore convenzionale (sopra) il combustibile è iniettato in un singolo evento, per cui man mano che il combustibile brucia si hanno dapprima temperature relativamente basse (che comportano eccessive emissioni di CO e UHC), poi temperature molto alte (che danno eccessive emissioni di NO). Per poter contenere le emissioni di inquinanti, occorrebbe contenere invece le temperature nella fascia indicata. Questo può essere conseguito iniettando il combustibile, anziché in un singolo evento, in più stadi; per esempio nel caso considerato viene iniettato nel primo stadio tanto combustibile quanto basta per contenere la temperatura massima entro i limiti che danno emissioni accettabili di NO. Raggiunto questo limite, si inietta aria (attraverso porte del *liner* convenientemente disposte) per abbassare la temperatura dei gas fino al valore limite che consente di contenere le emissioni di CO. Si inietta quindi nuovamente combustibile fino a raggiungere di nuovo la temperatura limite per NO, etc., fino a bruciare quindi tutta la portata di combustibile desiderata.

Da quanto sopra esposto, si evince che il controllo della temperatura, e quindi del rapporto di equivalenza, è un fattore cruciale per la limitazione delle emissioni di inquinanti. Bisogna quindi tenere φ entro gli stretti limiti che consentono di avere limitate emissioni di inquinanti. Questo è in linea di principio possibile in combustione premiscelata, tuttavia come detto essa non può essere conseguita senza l'introduzione di una fiamma pilota (che porta a combustione parzialmente premiscelata), vedi par. 3.2 e 4.2, cosa che ne riduce il vantaggio ai fini del controllo di φ. Essa è comunque sempre preferibile alla combustione nonpremiscelata. Occorre ancora osservare che, anche avendo individuato il valore di φ nominale che consente di minimizzare le emissioni, le condizioni operative del combustore portano in ogni caso a scostamenti da tale valore, dovuti sia all'effetto di disomogeneità del flusso (che si può cercare di ridurre attraverso una migliore atomizzazione del combustibile, e migliorando il successivo miscelamento dei vapori), sia a fluttuazioni turbulente (che non si possono ridurre *sic et simpliciter* perché la turbolenza è necessaria per avere un miscelamento attivo), le quali possono dar luogo a forte aumento delle emissioni. Inoltre, va tenuto presente che in un combustore il rapporto di equivalenza deve variare tra i valori circa stechiometrici nella zona primaria ($\varphi \sim 1$), a valori all'uscita che consentono di ammettere i prodotti in turbina senza danni alle palette ($\varphi \sim 0{,}2 - 0{,}3$). Il progetto ottimale del combustore deve quindi ricercare il miglior compromesso al fine di minimizzare le emissioni dei diversi inquinanti nel loro insieme.

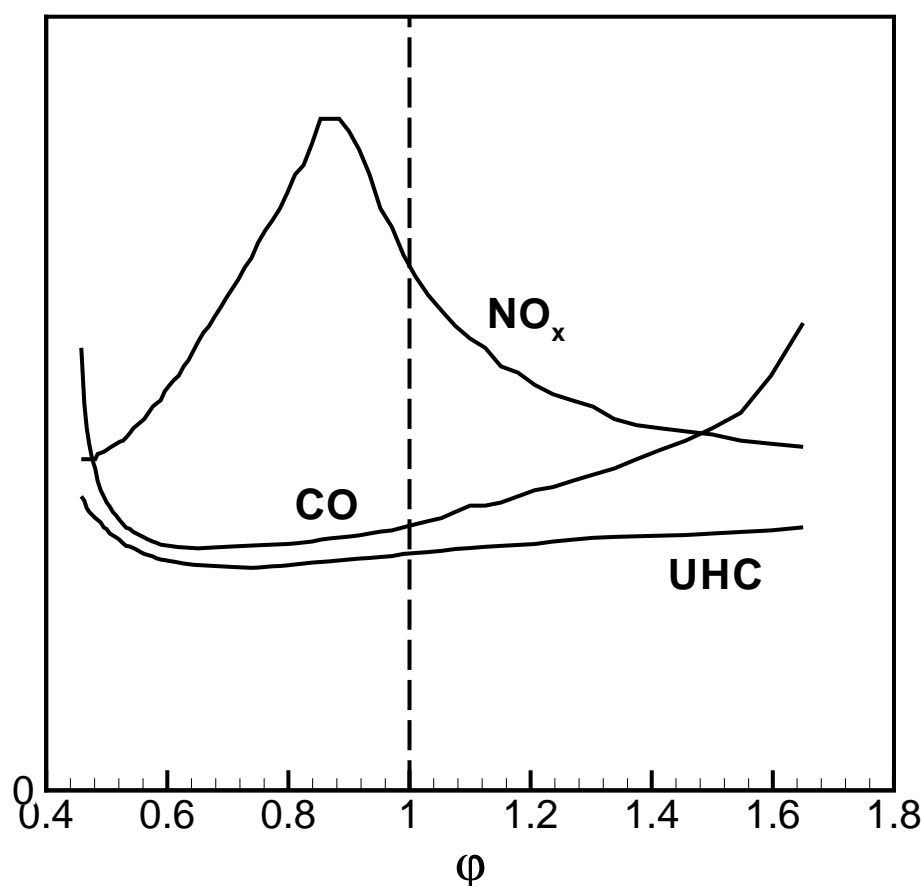



Figure 4.31: Livelli di emissione di vari inquinanti da un combustore turbogas in funzione del rapporto di equivalenza (adattata da [139]).

Per arrivare a contenere le emissioni dei vari inquinanti, occorre valutare in maggiore dettaglio le condizioni entro le quali si hanno emissioni accettabili dei vari inquinanti. Esse sono state indicativamente delineate in fig. 4.26 in funzione della temperatura, ma in realtà la grandezza sulla quale si può materialmente agire per controllare la temperatura è il rapporto di equivalenza φ. I livelli di emissione di vari inquinanti di interesse in funzione del rapporto di equivalenza sono indicativamente riportati in fig. 4.31, dalla quale si può vedere che adottando combustione povera, con un rapporto di equivalenza φ nella zona primaria tipicamente compreso tra 0,5 e 0,7, si possono contenere ad un livello accettabilmente basso le emissioni di tutti gli inquinanti (si osservi comunque che il valore 0,5 è prossimo al limite inferiore di infiammabilità, vedi fig. 3.27). Di conseguenza, la strada maestra

per contenere le emissioni è quella di adottare combustori cosidetti LPP (*Lean Premix–Prevaporizer*) nella quale combustibile ed ossidante sono premiscelati prima di entrare in camera, secondo quanto visto nel par. 3.1.5d, con un rapporto di equivalenza compreso nel campo citato, anche se per i motivi precedentemente addotti (stabilizzazione della fiamma premiscelata, vedi par. 3.2) si opera in realtà in regime parzialmente premiscelato, con conseguente aumento delle emissioni rispetto al caso premiscelato puro.

In alternativa, volendo rimanere nel campo della combustione nonpremiscelata, più facile da controllare, si può pensare di iniettare nella zona primaria una miscela ricca, con φ compreso tra 1,2 e non più di 1,6 per evitare eccessive emissioni di *soot* (vedi fig. 4.3), e di diluirla successivamente. Se l'iniezione di aria di diluizione avviene gradualmente, il tasso di produzione di NO_x sale a valori molto elevati quando la miscela approssima la condizione $\varphi \simeq 0{,}8$; se però una parte dell'aria di diluizione viene immessa in blocco, in modo da abbassare repentinamente il valore del rapporto di equivalenza da circa 1,2 a circa 0,7, senza quindi che il flusso possa passare un tempo significativo in prossimità delle condizioni che danno massima formazione di NO_x, le emissioni di questo inquinante sono fortemente contenute, vedi fig. 4.32. Tali combustori sono denominati RQL (da *Rich Burn, Quick Quench, Lean Burn*); ovviamente il processo di immissione dell'aria di *quenching* (estinzione) deve essere attentamente studiato per evitare un aumento delle emissioni di CO e UHC, per loro mancata ossidazione a causa delle temperature relativamente basse. Comunque, poiché nella zona primaria ricca si ha una forte produzione di CO, questa svolge in qualche misura il ruolo di agente riducente dello NO, in modo analogo a quanto abbiamo visto avvenire in una marmitta catalitica.

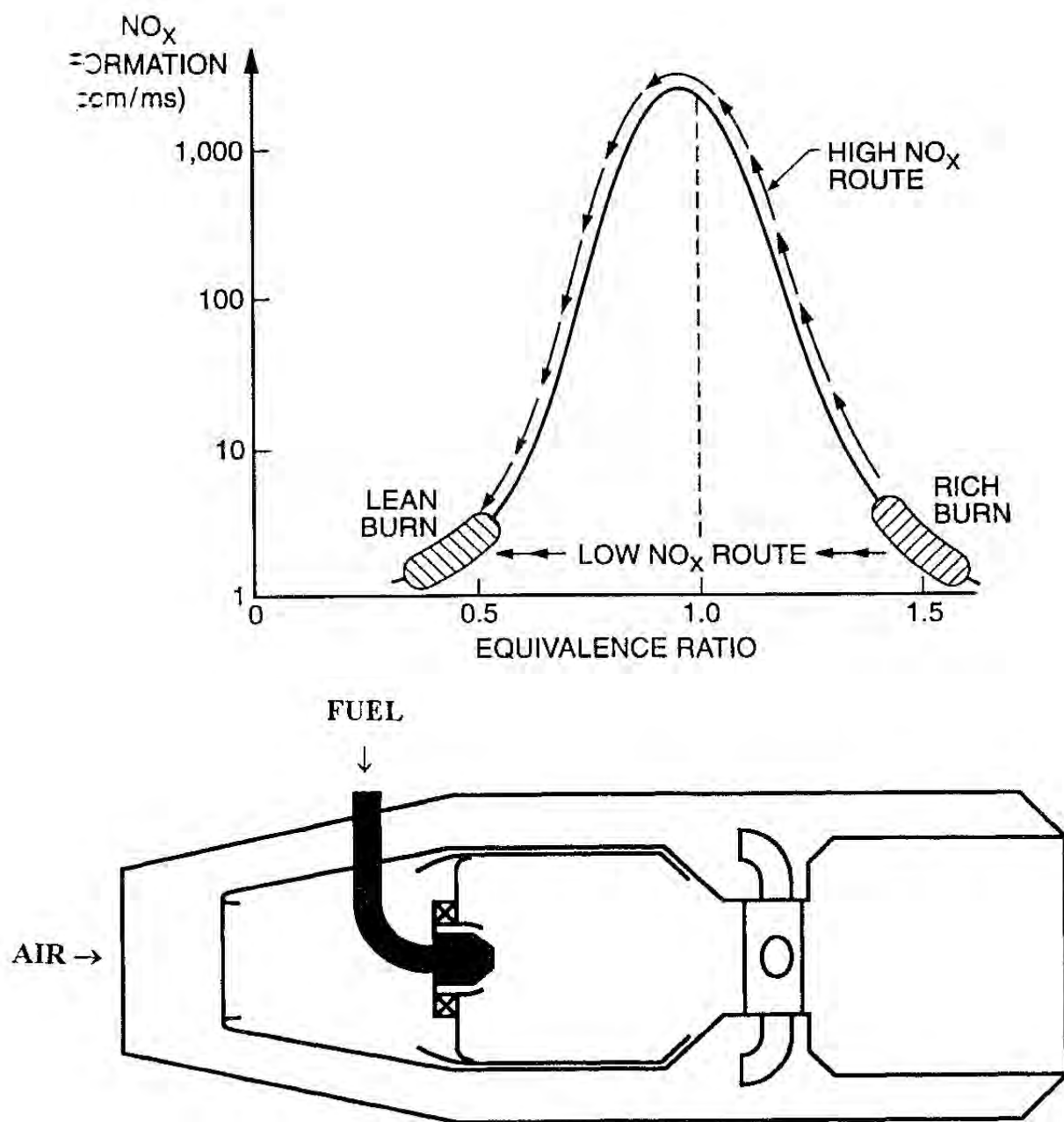



Figure 4.32: Tasso di formazione di NO_x (in ppm/ms) in funzione di φ (sopra); combustore RQL (sotto), da [140].

Capitolo 5
Elementi di acustica

5.1 Grandezze acustiche

Per valutare gli effetti del rumore occorre premettere alcune nozioni sulla propagazione del suono, sulla misura del rumore, e sulla sua attenuazione atmosferica.

Il suono è una perturbazione ondosa che provoca una fluttuazione del valore della pressione. Se chiamiamo p il valore istantaneo della pressione in un punto del campo, esso potrà essere scisso nella somma di un termine medio, indicato qui con la sopralineatura, ed una componente fluttuante nel tempo, indicata con l'apice:

$$p = \overline{p} + p' \tag{5.1}$$

Il valor medio della fluttuazione è ovviamente nullo; se si vuole quindi caratterizzare l'intensità della fluttuazione, occorrerà considerare il valor medio del *quadrato* della fluttuazione, qui indicato come $\overline{p'^2}$, ossia la varianza della pressione, grandezza sicuramente positiva. Alternativamente, si può usare lo scarto quadratico medio o rms (*root mean square*), $(\overline{p'^2})^{1/2}$. Nel sistema SI la pressione si misura ovviamente in pascal (Pa). La *potenza* emessa da una fonte sotto forma acustica è indicata come W, e conseguentemente misurata in watt. Si definisce invece come *intensità acustica* in un dato punto la potenza acustica ricevuta per unità di superficie, misurata quindi in W/m^2.

5.2 Equazione d'onda (al prim'ordine)

Deriviamo l'equazione delle onde sonore, limitandoci per semplicità ad un'analisi monodimensionale. Consideriamo quindi un condotto di area unitaria, ed in particolare un elementino di fluido compreso, quando il fluido è in quiete, tra le sezioni di ascissa x e $x + \delta x$, vedi fig. 5.1. Per effetto del

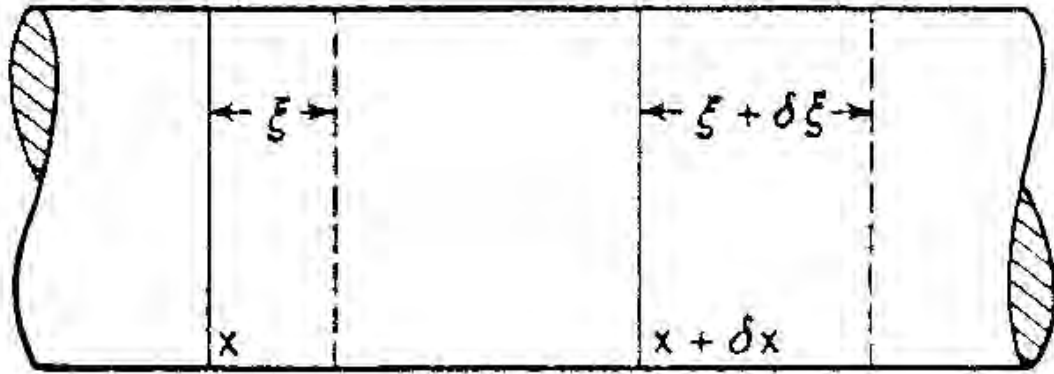



Figure 5.1: Spostamenti indotti dal passaggio di un'onda in un condotto (di area unitaria), da [141].

passaggio di un'onda di pressione, il fluido che occupa tale elementino viene spostato: indichiamo con ξ l'entità di questo spostamento in corrispondenza all'ascissa x; all'ascissa $x + \delta x$ esso risulta quindi $\xi + d\xi = \xi + (\partial\xi/\partial x)\,\delta x$. Sia ρ_0 la densità del fluido in quiete, e ρ quella corrente del fluido entro l'elementino al passaggio dell'onda di pressione. Poiché la massa del fluido contenuto nell'elementino non varia al passaggio dell'onda, possiamo scrivere che la massa iniziale (densità in quiete per volume iniziale, ricordando che l'area del condotto è assunta unitaria) eguaglia quella al passaggio dell'onda (densità corrente per lunghezza corrente, esprimibile questa come lunghezza iniziale δx più l'allungamento $\partial\xi/\partial x \cdot \delta x$ causato dal passaggio dell'onda):

$$\rho_0\,\delta x \;=\; \rho\left(1 + \frac{\partial\xi}{\partial x}\right)\delta x \tag{5.2}$$

Introducendo la grandezza *condensazione*

$$s \;=\; \frac{\rho - \rho_0}{\rho_0} \tag{5.3}$$

che è sostanzialmente una variazione di densità adimensionale, e che permette di scrivere

$$\rho \;=\; \rho_0 \, (1 \,+\, s) \tag{5.4}$$

si può riscrivere la (5.2) nella forma

$$\rho_0 \, \delta x \;=\; \rho_0 \, (1 \,+\, s) \left(1 \,+\, \frac{\partial \xi}{\partial x} \right) \delta x \tag{5.5}$$

e dividendo per $\rho_0 \, \delta x$

$$1 \;=\; 1 \,+\, s \,+\, \frac{\partial \xi}{\partial x} \,+\, s \, \frac{\partial \xi}{\partial x} \tag{5.6}$$

ossia

$$s \,+\, \frac{\partial \xi}{\partial x} \,+\, s \, \frac{\partial \xi}{\partial x} \;=\; 0 \tag{5.7}$$

Ricaviamo ora l'equazione d'onda sotto l'ipotesi che le perturbazioni di pressione (e quindi di densità) siano *piccole*, per cui si può supporre che il valore della condensazione s sia infinitesimo; anche l'allungamento relativo $\partial \xi / \partial x$ sarà infinitesimo. Nella (5.7) risulta allora possibile trascurare, nell'ambito di una approssimazione *al prim'ordine*, il termine $s \, \partial \xi / \partial x$, infinitesimo di ordine superiore, ottenendo pertanto la forma

$$s \,+\, \frac{\partial \xi}{\partial x} \;\simeq\; 0 \tag{5.8}$$

per cui la condensazione può essere esplicitata come

$$s \;\simeq\; - \, \frac{\partial \xi}{\partial x} \tag{5.9}$$

Se supponiamo che l'evoluzione che il fluido subisce per effetto del passaggio dell'onda di pressione sia isentropica (cioè un'adiabatica ideale, esprimibile in termini di pressione e densità come p/ρ^γ =

const), possiamo legare la pressione alla densità, e di conseguenza l'incremento di pressione rispetto al caso di fluido indisturbato, alla condensazione, ricorrendo ad un'espansione in serie di Taylor con punto iniziale $s = 0$; la densità corrente ρ è espressa in termini di condensazione attraverso la (5.4)

$$p = \frac{p_0}{\rho_0^\gamma}\,\rho^\gamma = \frac{p_0}{\rho_0^\gamma}\,[\rho_0\,(1 + s)]^\gamma =$$

$$= p_0\,(1 + s)^\gamma = p_0\left[1 + \gamma\,s + \frac{\gamma\,(\gamma - 1)}{2}\,s^2 + \cdots\right] \tag{5.10}$$

da cui

$$p - p_0 = \gamma\,p_0\,s\left[1 + \frac{\gamma - 1}{2}\,s + \cdots\right] \tag{5.11}$$

Limitandoci ancora a ritenere i soli termini *del prim'ordine* in s, si ottiene

$$p - p_0 = \gamma\,p_0\,s \tag{5.12}$$

che lega l'incremento di pressione al passaggio dell'onda alla condensazione, e quindi a $\partial\xi/\partial x$ per la (5.9)

$$\frac{p - p_0}{\gamma\,p_0} = s = -\frac{\partial\xi}{\partial x} \tag{5.13}$$

Possiamo ora considerare l'equazione della quantità di moto per il fluido contenuto tra le due sezioni considerate, che impone l'eguaglianza tra la risultante delle forze agenti sul volumetto [p sulla faccia di sinistra – ricordando che l'area del condotto è assunta unitaria, $-(p + \partial p/\partial x\;\delta x)$ su quella di destra] ed il prodotto massa $(\rho_0\,\delta x)$ per accelerazione

$$- \frac{\partial p}{\partial x} \delta x \; = \; \rho_0 \, \delta x \, \frac{\partial^2 \xi}{\partial t^2} \tag{5.14}$$

Dividendo per δx ed esprimendo la derivata parziale di p come derivata del termine $p - p_0$ (essendo p_0 ovviamente costante)

$$\rho_0 \, \frac{\partial^2 \xi}{\partial t^2} \; = \; - \, \frac{\partial (p \, - \, p_0)}{\partial x} \tag{5.15}$$

Adottando per $p - p_0$ l'espressione al prim'ordine (5.13)

$$\rho_0 \, \frac{\partial^2 \xi}{\partial t^2} \; = \; - \, \frac{\partial}{\partial x} \left(- \, \gamma \, p_0 \, \frac{\partial \xi}{\partial x} \right) \; = \; \gamma \, p_0 \, \frac{\partial^2 \xi}{\partial x^2} \tag{5.16}$$

ed essendo $\gamma \, p_0 / \rho_0$ il quadrato della velocità del suono a_0 nel fluido *in quiete*, si ottiene infine l'equazione d'onda

$$\frac{\partial^2 \xi}{\partial t^2} \; = \; a_0^2 \, \frac{\partial^2 \xi}{\partial x^2} \tag{5.17}$$

valida sotto l'ipotesi adottata di *perturbazione infinitesima* (vedremo nel par. 7.3.2 una forma applicabile invece a perturbazioni di ampiezza finita). La soluzione dell'equazione differenziale (5.17) è del tipo

$$\xi \; = \; \xi^+ (x \, - \, a_0 \, t) \; + \; \xi^- (x \, + \, a_0 \, t) \tag{5.18}$$

consta quindi di un termine ξ^+ che si propaga verso destra, ed un termine ξ^- che si propaga verso sinistra, entrambi con la velocità del suono nel fluido indisturbato, $a_0 \; = \; (\gamma \, p_0 / \rho_0)^{1/2}$.

Estendendo la trattazione al caso tridimensionale, si otterrebbe l'equazione d'onda nella forma

$$\frac{\partial^2 \xi}{\partial t^2} = a_0^2 \nabla^2 \xi \tag{5.19}$$

Ritornando per semplicità di esposizione al caso monodimensionale, la (5.18) evidenzia quindi che la generica soluzione dell'equazione d'onda risulta essere la somma di una funzione di $x - a_0 t$ e di una funzione di $x + a_0 t$, le quali entrambe possono essere sviluppate, in un dato intervallo temporale, in serie di Fourier, del tipo quindi

$$\xi = \sum_k \Delta\xi^+_{max,k} \sin[k(x - a_0 t)] + \sum_k \Delta\xi^-_{max,k} \sin[k(x + a_0 t)] + \cdots \tag{5.20}$$

(più termini simili nel coseno) dove $\Delta\xi^+_{max,k}$ e $\Delta\xi^-_{max,k}$ denotano le ampiezze dei modi di ordine generico k, viaggianti verso destra e verso sinistra, rispettivamente. Analogamente, per la soluzione della fluttuazione di pressione si potrebbe scrivere

$$p' = \sum_k p'^+_{max,k} \sin[k(x - a_0 t)] + \sum_k p'^-_{max,k} \sin[k(x + a_0 t)] + \cdots \tag{5.21}$$

Viene qui riportata una concisa giustificazione di un'importante relazione tra l'intensità acustica I e la varianza della pressione. Chiamiamo ξ e v lo spostamento e la velocità[41] di una particella fluida generati da un'onda di pressione. La forza esercitata da una fluttuazione di pressione p' su un'areola dA è $p'\,dA$, per cui il lavoro elementare dE corrispondente allo spostamento $d\xi$ ha la forma

$$dE = p'\,dA\,d\xi \tag{5.22}$$

Da esso segue l'intensità acustica, che è una potenza acustica (cioè lavoro diviso tempo) per unità di area:

$$I = \frac{dE}{dA\,dt} = p'\,\frac{d\xi}{dt} = p'\,v \tag{5.23}$$

[41]Si noti che sia ξ che $v = d\xi/dt$ sono in realtà *fluttuazioni*, al pari di p', dovute al passaggio dell'onda, anche non sono state indicate con l'apice per non appesantire la notazione.

La velocità della particella fluida dovuta al passaggio dell'onda, v, può essere posta in relazione a p' considerando la forza che si esercita su un volumetto per effetto di un gradiente di pressione in direzione x, che sarà la differenza tra la forza $p'\,dy\,dz$ che si esercita (nella direzione positiva della coordinata x) sulla faccia all'ascissa x, e la forza $-[p' + (\partial p'/\partial x)\,dx]\,dy\,dz$ che si esercita sulla faccia all'ascissa $x + dx$:

$$dF \;=\; -\frac{\partial p'}{\partial x} dx\,dy\,dz \;=\; -\frac{\partial p'}{\partial x} dV \tag{5.24}$$

essendo dV il volume dell'elementino. Questa forza dà luogo ad un'accelerazione secondo la legge di Newton

$$dF \;=\; dm\,\frac{\partial v}{\partial t} \;=\; \rho\,dV\,\frac{\partial v}{\partial t} \tag{5.25}$$

Eguagliando le due espressioni (5.24, 5.25) si ottiene una relazione tra la derivata spaziale di p' e la derivata temporale di v (cioè l'accelerazione della particella)

$$-\frac{\partial p'}{\partial x} = \rho\,\frac{\partial v}{\partial t} \tag{5.26}$$

La variazione di p' nel tempo e nello spazio avrà la forma trovata dalla soluzione dell'equazione delle onde (5.21), che ancora consideriamo per semplicità nella forma monodimensionale. Limitandoci per concisione a considerare solo il modo fondamentale ($k = 1$), e solo l'onda che viaggia verso destra (l'estensione al caso più generale è comunque immediata) si trova quindi (derivando la p' rispetto ad x) l'espressione dell'accelerazione

$$\frac{\partial v}{\partial t} \;=\; -\frac{1}{\rho}\frac{\partial p'}{\partial x} \;=\; -\frac{{p'}_{max}}{\rho}\,\cos(x \,-\, a_0\,t) \tag{5.27}$$

ed integrando rispetto al tempo, quella della velocità

$$v = \int \frac{\partial v}{\partial t} dt = -\frac{p'_{max}}{\rho} \int \cos(x - a_0 t) dt = \frac{p'_{max}}{\rho a_0} \sin(x - a_0 t) \qquad (5.28)$$

Quest'ultima, sostituita nella (5.23) (e considerando ancora solo il primo modo della p'), dà il valore istantaneo dell'intensità; mediando[42] si ottiene il valore medio, che è quello di interesse

$$I = \frac{p'^2_{max}}{\rho a_0} \cdot \overline{\sin^2(x - a_0 t)} = \frac{p'^2_{max}}{2 \rho a_0} = \frac{p'^2_{rms}}{\rho a_0} \qquad (5.29)$$

dove con $p'_{rms} = p'_{max}/\sqrt{2}$ si è indicato il valore efficace (o *root mean square*) della sinusoide considerata. Per estensione (a tutti i modi viagganti verso destra e verso sinistra), si arriva alla relazione

$$I = \frac{\overline{p'^2}}{\rho a_0} \qquad (5.30)$$

5.3 Misura della sensazione dovuta al suono

L'orecchio umano è in grado di avvertire suoni la cui intensità acustica spazia sopra molti ordini di grandezza, per cui si preferisce utilizzare una scala logaritmica. Per misurare potenza acustica, intensità acustica ed intensità della pressione si definiscono quindi i relativi 'livelli' come dieci volte il logaritmo in base dieci del rapporto tra il valore della grandezza in questione ed un valore di riferimento della stessa (misurati quindi in decibel; il fattore dieci è introdotto per convenzione, senza di esso si ottiene il valore dei livelli in Bel). Si ha quindi per il livello della potenza acustica:

$$L_W = 10 \log_{10}(W/W_{ref}) \qquad (5.31)$$

per il livello dell'intensità acustica:

[42]Sempre limitandosi per semplicità a considerare il solo modo fondamentale, $k = 1$, ma il risultato è immediatamente estendibile. Si ricordi che il valor medio del quadrato del seno vale 1/2.

$$L_I \; = \; 10 \, \log_{10}(I/I_{ref}) \tag{5.32}$$

e per il livello dell'intensità della pressione

$$L_p \; = \; 10 \, \log_{10} \left(\frac{\overline{p'^2}}{p_{ref}^2} \right) \; = \; 20 \, \log_{10} \left(\frac{\sqrt{\overline{p'^2}}}{p_{ref}} \right) \tag{5.33}$$

Il valore di riferimento per la potenza è stabilito come

$$W_{ref} \; = \; 10^{-12} \;\; \mathrm{W} \tag{5.34}$$

Per l'intensità si adotta come valore di riferimento l'intensità del suono più debole che può essere avvertito dall'orecchio umano (in media, per persone giovani):

$$I_{ref} \; = \; 10^{-12} \;\; \mathrm{W/m^2} \tag{5.35}$$

Anche per il valore di riferimento dello scarto quadratico medio della pressione si adotta il valore del suono più debole percepibile dall'orecchio umano (sempre in media, per persone giovani):

$$p_{ref} \; = \; 20 \;\; \mu\mathrm{Pa} \tag{5.36}$$

I valori (5.35,5.36) risultano consistenti, in quanto in base alla (5.30), adottando per i valori di densità e velocità del suono (ossia temperatura) quelli ambiente al livello del suolo (ρ = 1,225 kg/m^3, a_0 = 340 m/s), si ha

$$\overline{p'^2} \; = \; 416 \, I \tag{5.37}$$

per cui il valore di riferimento per lo scarto quadratico medio della pressione, che si ottiene ponendo nella (5.37) il valore di riferimento (5.35), risulta

$$p_{ref} \; = \; \sqrt{416 \, I_{ref}} \; \simeq \; 20 \, \sqrt{10^{-12}} \; = \; 20 \, \mu\mathrm{Pa} \tag{5.38}$$

Si presti attenzione al fatto che i livelli di intensità acustica *non* si sommano, quelle che si sommano sono le intensità. A questo riguardo, la (5.32) può essere invertita per ricavare l'intensità, noto il livello

$$I \; = \; I_{ref} \, \cdot \, 10^{L_I/10} \tag{5.39}$$

La somma di J suoni di intensità individuale L_{I1}, L_{I2}, ..., L_{IJ}, dà come risultante un'intensità

$$I \; = \; I_{ref} \, \cdot \, \sum_{j=1}^{J} 10^{L_{Ij}/10} \tag{5.40}$$

e quindi un livello risultante

$$L_I \; = \; 10 \, \cdot \, \log_{10} \sum_{j=1}^{J} 10^{L_{Ij}/10} \tag{5.41}$$

In particolare, un raddoppio dell'intensità del rumore corrisponde quindi ad un aumento di 3 dB del livello dell'intensità, infatti se dall'intensità I si passa ad un'intensità $2\,I$, il livello risulta

$$L_{2I} \; = \; 10 \, \log_{10} \left(2 \, \frac{I}{I_{ref}} \right) \; = \; 10 \, \log_{10} \left(\frac{I}{I_{ref}} \right) \, + \, 10 \, \log_{10}(2) \; = \; L_I \, + \, 10 \, \cdot \, 0,301 \; = \; L_I \, + \, 3,01 \;\; \text{dB} \tag{5.42}$$

La risposta dell'orecchio umano all'intensità del rumore non è lineare. In particolare, una sensazione di raddoppio del rumore percepito dall'orecchio corrisponde ad un aumento del livello dell'intensità di circa 10 dB.

L'orecchio umano (di una persona giovane) è in grado di avvertire suoni di frequenza compresa tra 20 Hz e 20 kHz (anche se con l'età il limite superiore si riduce). La sensibilità dell'orecchio umano non è però uguale su tutte le frequenze, ma presenta un massimo tra i 2 ed i 5 kHz, e si riduce sia al disotto che al disopra di questo campo. La fig. 5.2 mostra il livello soggettivo del suono percepito

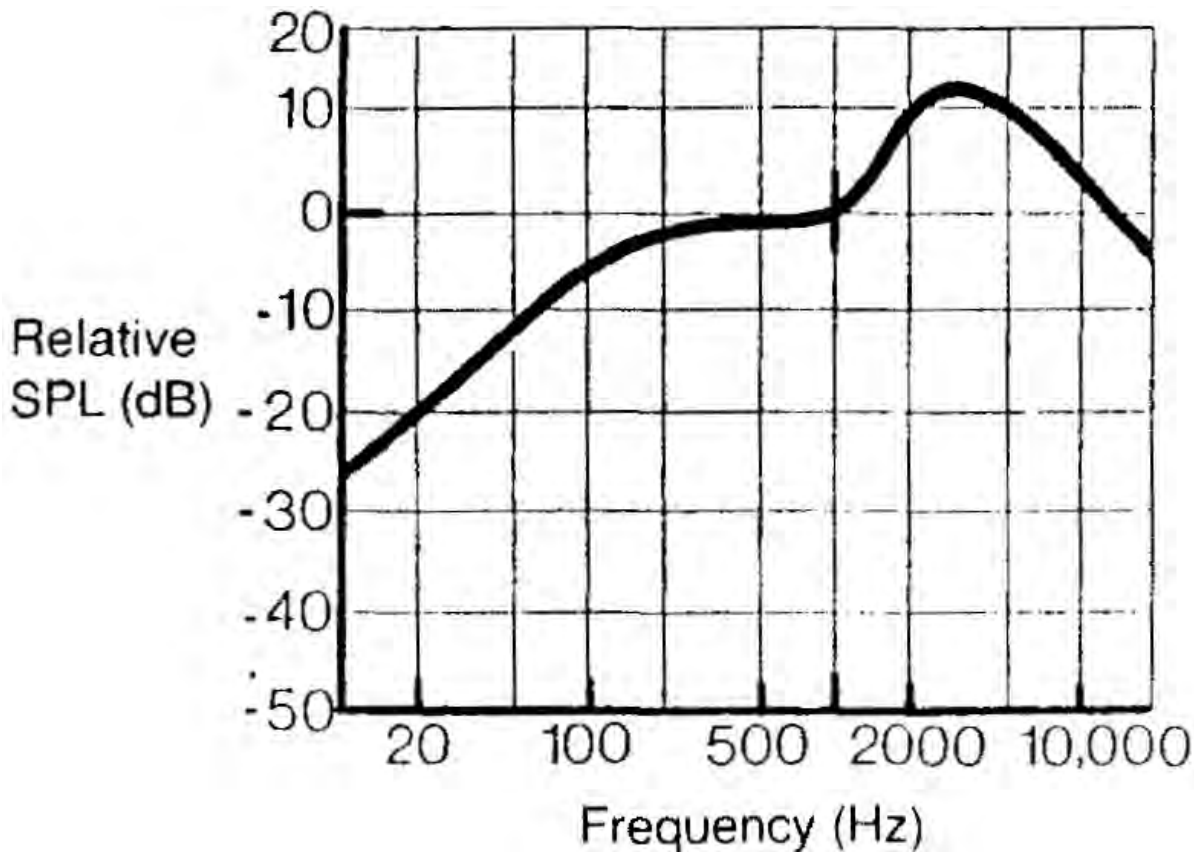



Figure 5.2: Risposta in frequenza dell'orecchio umano (riferimento ad 1 kHz), da [142].

dall'orecchio, per suoni aventi *la stessa intensità acustica* ma differente frequenza, normalizzato con il valore alla frequenza di 1 kHz.

Nel valutare l'impatto del rumore sull'orecchio umano, occorre perciò suddivere il campo di frequenze udibili in un certo numero di intervalli, ed assegnare a ciascuno di essi un 'peso', che sarà quindi massimo tra i 2 ed i 5 kHz, per poi decrescere andando verso valori della frequenza più bassi o più alti. L'intero campo di frequenze udibili viene pertanto essere suddiviso in intervalli, i cui limiti inferiori e superiori sono presi secondo una progressione geometrica (invece che aritmetica) per via dell'ampiezza del campo in questione. Se la ragione della progressione geometrica è 2, l'intervallo prende il nome di ottava; quindi per coprire l'intero campo da 20 a 20000 Hz occorrono 10 ottave (poiché $2^{10} = 1024 \simeq 20000/20$); in realtà si possono escludere le frequenze estreme dello spettro, alle quali l'orecchio è poco sensibile, per la maggior parte dei fini pratici basta considerare otto ottave, le quali quindi coprono un campo in un rapporto $2^8 = 256$ ad uno. Ogni ottava può poi essere divisa ulteriormente in tre intervalli (terzi di ottava), le cui frequenze estreme (superiore ed inferiore) sono

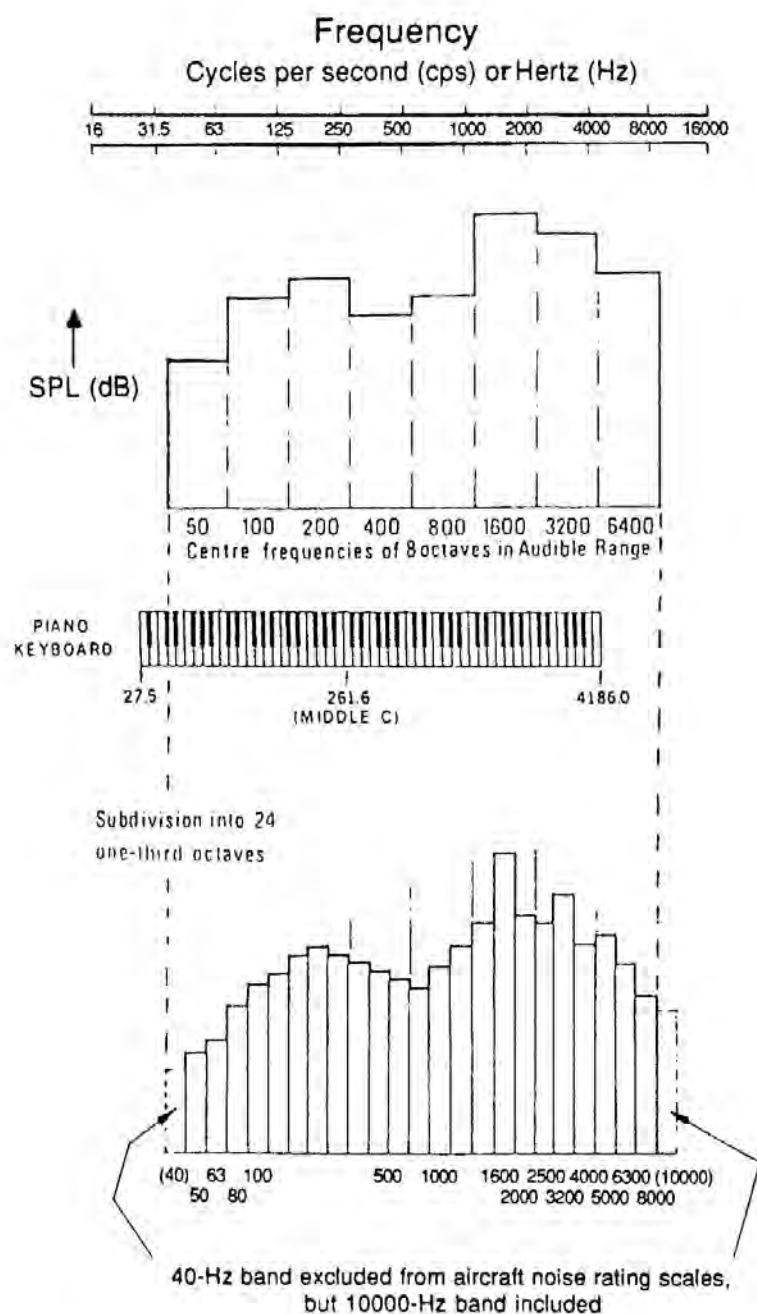



Figure 5.3: Suddivisione in ottave, e terzi di ottava, del campo di frequenze udibili, da [141].

perciò in ragione della radice cubica di 2, quindi 1,26. La fig. 5.3 riporta sia la suddivisione in ottave adottata negli strumenti musicali, sia quella di interesse nel campo del rumore di origine aeronautica.

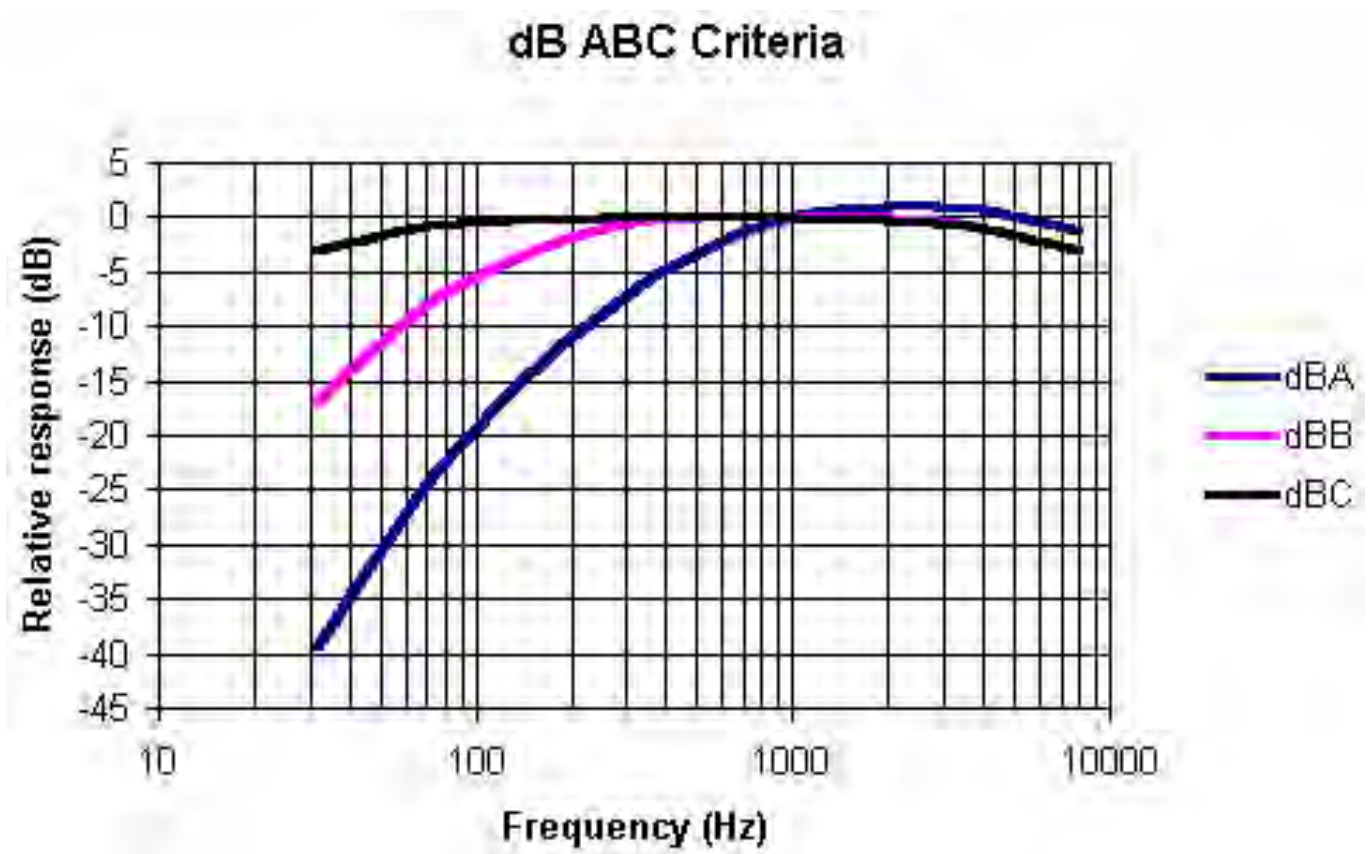



Figure 5.4: Curve dei fattori correttivi delle scale dB(A), dB(B) e dB(C), da [48].

Abbiamo osservato che la sensibilità del'orecchio umano al rumore dipende dalla frequenza. Più esattamente, la sensazione uditiva generata da un suono dipende dalla sua frequenza ed *anche* dalla sua intensità acustica (o dal suo livello di intensità). Mentre per suoni deboli la sensibilità dell'orecchio a frequenze tra i 2 ed i 5 kHZ è molto spiccata, per suoni intensi la sensibilità risulta più uniforme con la frequenza.

Per avere una scala più rappresentativa del livello sonoro effettivamente percepito dall'orecchio, sono state quindi proposte la scala dB(A) (applicabile a suoni deboli), la scala dB(B) (per suoni di intensità intermedia), e la scala dB(C) (per suoni di forte intensità), nelle quali ad ogni componente (intervallo di frequenza) del rumore viene aggiunta (in senso algebrico) una correzione in funzione appunto della frequenza, che rispecchi approssimativamente la risposta dell'orecchio umano. Queste correzioni, che in fig. 5.4 sono riportate assumendo come riferimento la frequenza di 1 kHz (per la quale la correzione è quindi nulla per definizione), sono assunte in queste scale come funzioni della sola frequenza, una volta individuata l'intensità approssimativa del suono – debole, intermedia, forte (mentre dovrebbero

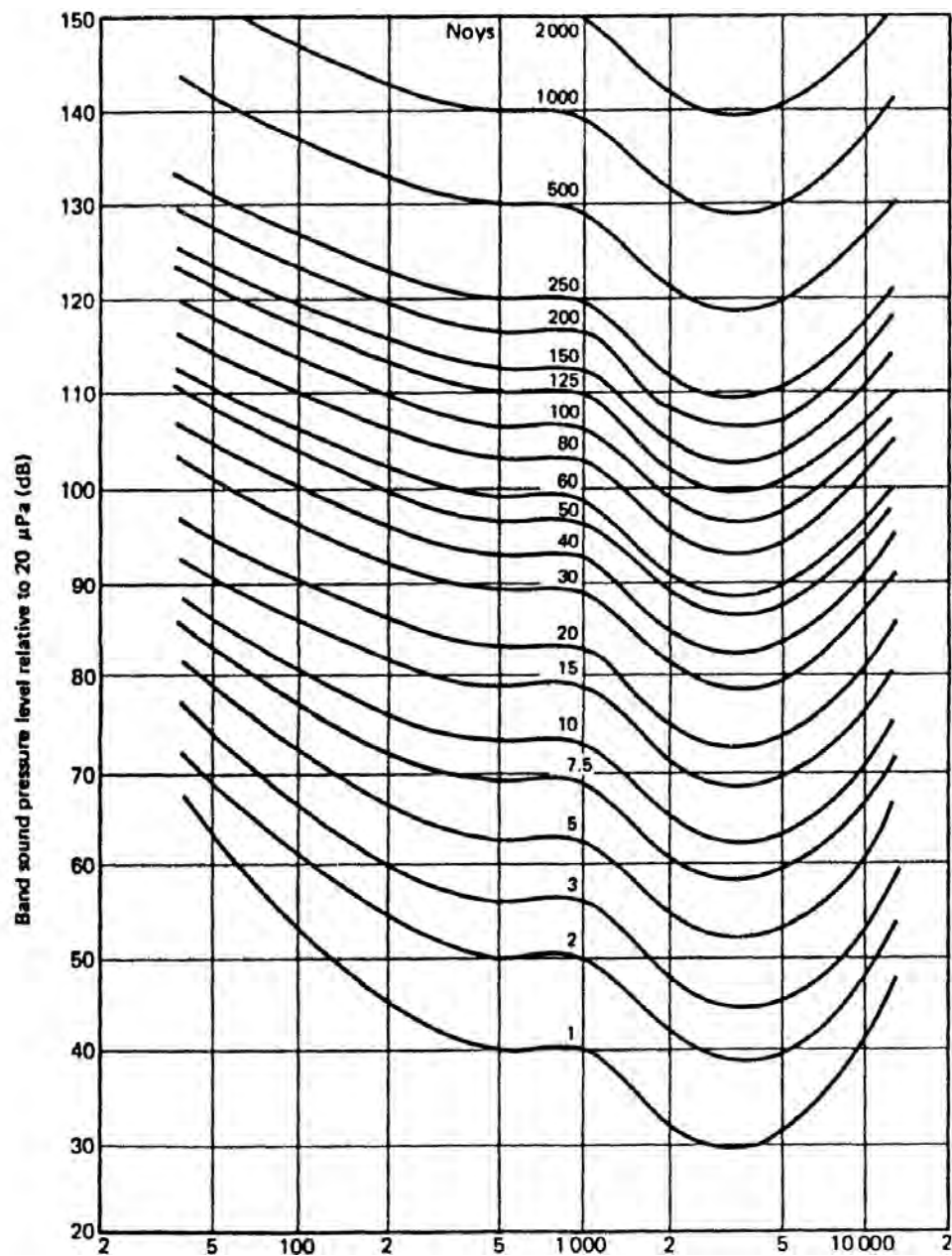



Figure 5.5: Curve di eguale rumorosità, da [141].

più correttamente essere prese come una funzione continua sia della frequenza che dell'intensità, vedi fig. 5.5 sotto). Queste scale quindi non sono perfette, ma colgono comunque l'essenza del fenomeno, e vengono pertanto spesso usate quando non è richiesta un'estrema precisione. Per applicazioni aeronautiche riguardanti il rumore percepito al suolo, si adotta la scala dB(A), concepita per suoni relativamente deboli (come può appunto essere il rumore di un'aereo avvertito da una certa distanza).

Per avere invece un'idea più dettagliata di come la sensibilità dell'orecchio umano varia con intensità acustica e frequenza, la fig. 5.5 riporta le curve di eguale rumorosità, ovvero le coppie (L_I, f) alle quali corrisponde un'eguale sensazione di rumore da parte dell'orecchio, quantificata in un'unità denominata 'noy'; tali curve sono quindi in un certo senso speculari a quella dei fattori correttivi (detto grossolanamente, suoni deboli di frequenze alle quali l'orecchio è più sensibile danno la stessa sensazione di suoni di intensità maggiore a frequenze per le quali l'orecchio invece è meno sensibile). Ovviamente le curve presentano una depressione tra i 2 ed i 5 kHz, essendo l'orecchio più sensibile a queste frequenze. Si osservi tuttavia che le curve non derivano da una semplice traslazione.

Per quantificare invece con maggiore precisione il *disturbo* arrecato dal rumore emesso dagli aerei si ricorre invece ad una scala più complessa, denominata EPN (*Effective Perceived Noise*) che tiene conto in dettaglio dei diversi fattori che contribuiscono al *disturbo* da rumore. Essa prevede quindi una correzione per l'effetto della frequenza *e* dell'intensità, e tiene anche in conto la protrusione del rumore oltre il livello di fondo, la sua durata, la sua evoluzione nel tempo, etc., ossia tutti i fattori che concorrono a determinare il disturbo effettivo da rumore. La misura del disturbo da rumore secondo questa scala risulta tuttavia complessa, per cui a volte viene usata la più semplice scala dB(A) per avere indicazioni più immediate.

La fig. 5.6 riporta i livelli tipici del rumore di alcune fonti e/o ambienti; si tenga conto che la soglia del dolore risulta intorno ai 140 dB, e che un livello oltre i 180 dB risulta letale.

5.4 Attenuazione del suono

Il rumore emesso da una sorgente (supponendo che essa emetta con uguale intensità in tutte le direzioni) di potenza W, propagandosi sfericamente, darebbe luogo (in assenza di attenuazione atmosferica), per ogni valore della distanza r dalla sorgente, ad una intensità che è la potenza della fonte diviso la superficie della sfera di raggio appunto r; il livello dell'intensità si determina al solito introducendo l'intensità di riferimento (5.35)

$$\begin{aligned} L_p \;=\; L_I \;&=\; 10\,\log_{10}\left[\frac{W\,/\,(4\,\pi\,r^2)}{10^{-12}}\right] \;= \\ &=\; 10\,\log_{10}\left(\frac{W}{10^{-12}}\right) \;-\; 10\,\log_{10}(r^2) \;-\; 10\,\log_{10}(4\,\pi) \;= \\ &=\; L_W \;-\; 20\,\log_{10}(r) \;-\; 11 \end{aligned} \tag{5.43}$$

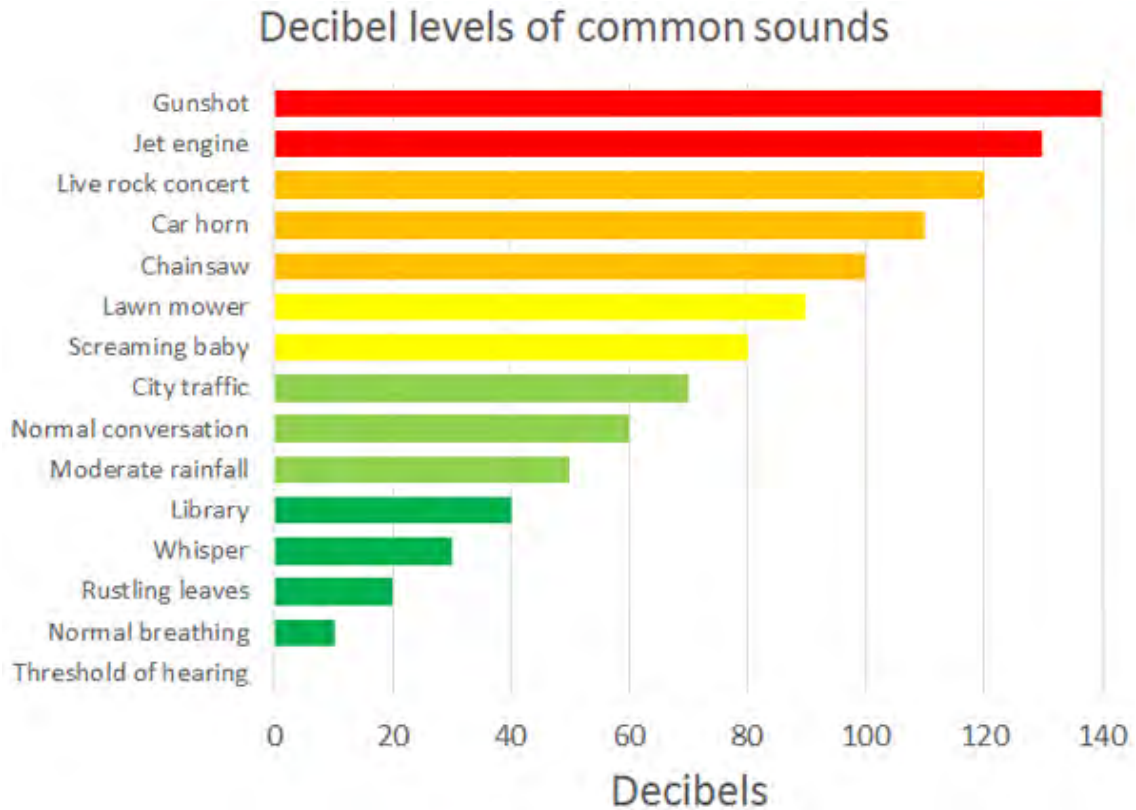



Figure 5.6: Livelli tipici di alcuni rumori, da [143].

Si ottiene quindi il livello d'intensità acustica ad una distanza generica r dalla fonte [si osservi che $10\,\log_{10}(4\,\pi) = 10,99 \simeq 11$]. A questa attenuazione geometrica si aggiunge un'attenuazione atmosferica A_{atm}, dovuta all'eccitazione di gradi di libertà delle molecole dell'aria, e secondariamente alla sua viscosità

$$L_p = L_W - 20\,\log_{10}(r) - 11 - A_{atm} \tag{5.44}$$

L'attenuazione dovuta all'assorbimento atmosferico può essere espressa in funzione della 'spessore' r di aria attaversato introducendo un coefficiente di assorbimento acustico atmosferico α, che va quindi misurato in dB/m, o per comodità in dB/km

$$A_{atm} = \alpha\, r \tag{5.45}$$

Esso dipende fortemente dalla frequenza del suono, nonché dalle condizioni di temperatura ed umidità dell'aria. La tab. 5.3 riporta i valori di α per alcune frequenze, per diversi condizioni di temperatura,

fissata l'umidità relativa dell'aria.

T (°C)	umidità relativa %	f centrale ottava (Hz)							
		63	125	250	500	1000	2000	4000	8000
10	70	0,12	0,41	1,04	1,93	3,66	9,66	32,80	117,00
20	70	0,09	0,34	1,13	2,80	4,98	9,02	22,90	76,60
30	70	0,07	0,26	0,96	3,14	7,41	12,70	23,10	59,30

Table 5.3: Effetto della temperatura sul coefficiente di assorbimento acustico atmosferico a varie frequenze.

Si vede innanzitutto che l'attenuazione dipende molto fortemente dalla frequenza, ed in particolare che le frequenze più alte sono notevolmente attenuate, al contrario di quelle più basse. Si può poi osservare che, a parità di umidità relativa, il valore del coefficiente di assorbimento, per frequenze basse o molto alte, diminuisce all'aumentare della temperatura atmosferica, mentre in un campo centrale di frequenza aumenta con la temperatura.

T (°C)	umidità relativa %	f centrale ottava (Hz)							
		63	125	250	500	1000	2000	4000	8000
15	20	0,27	0,65	1,22	2,70	8,17	28,20	88,80	202,00
15	50	0,14	0,48	1,22	2,24	4,16	10,80	36,20	129,00
15	80	0,09	0,34	1,07	2,40	4,15	8,31	23,70	82,80

Table 5.4: Effetto dell'umidità relativa sul coefficiente di assorbimento acustico atmosferico a varie frequenze.

A parità invece di temperatura atmosferica, si vede poi dalla tab. 5.4 che un aumento dell'umidità relativa in genere riduce l'attenuazione.

Capitolo 6
Emissioni di rumore

6.1 Interventi contro il rumore

Le emissioni di rumore da parte di un aereo sono dovute sia all'organo propulsivo (motore a getto, eliche) che al velivolo stesso; la prima fonte è preponderante al decollo, mentre all'atterraggio negli aerei moderni le due fonti sono di intensità comparabile.

Vediamo innanzitutto quali interventi si possono prendere, in termini di gestione delle traiettorie di salita/discesa, per cercare di limitare il rumore *percepito* a terra (vedremo poi come limitare il rumore *emesso* dal motore e dal velivolo). Innanzitutto, l'uso di angoli elevati di salita e discesa permette di ridurre l'estensione della regione che l'aereo sorvola a bassa quota, quindi interessata da forte rumore.

Per quanto riguarda la fase di decollo, l'angolo della traiettoria di salita dipende in particolare dal numero di motori installati sull'aereo, vedi fig. 6.1. Poiché le norme impongono che l'aereo, in caso di avaria ad un motore in fase di rullaggio sulla pista, possa decollare egualmente (se non può arrestarsi in condizioni di sicurezza entro il termine della pista – si assume a questo riguardo che il pilota, dal momento della rilevazione dell'anomalia ad un motore, prenda la decisione se frenare oppure decollare in un tempo di 2 s), occorre prevedere che i motori forniscano una spinta superiore al minimo necessario. Se $F_{TO,min}$ indica la spinta complessiva minima richiesta per il decollo, la spinta individuale che ciascuno degli n motori dell'aereo dovrà fornire risulta pertanto (tenendo appunto conto dell'eventualità di un motore in avaria)

$$F_{ind} = \frac{F_{TO,min}}{n - 1} \tag{6.1}$$

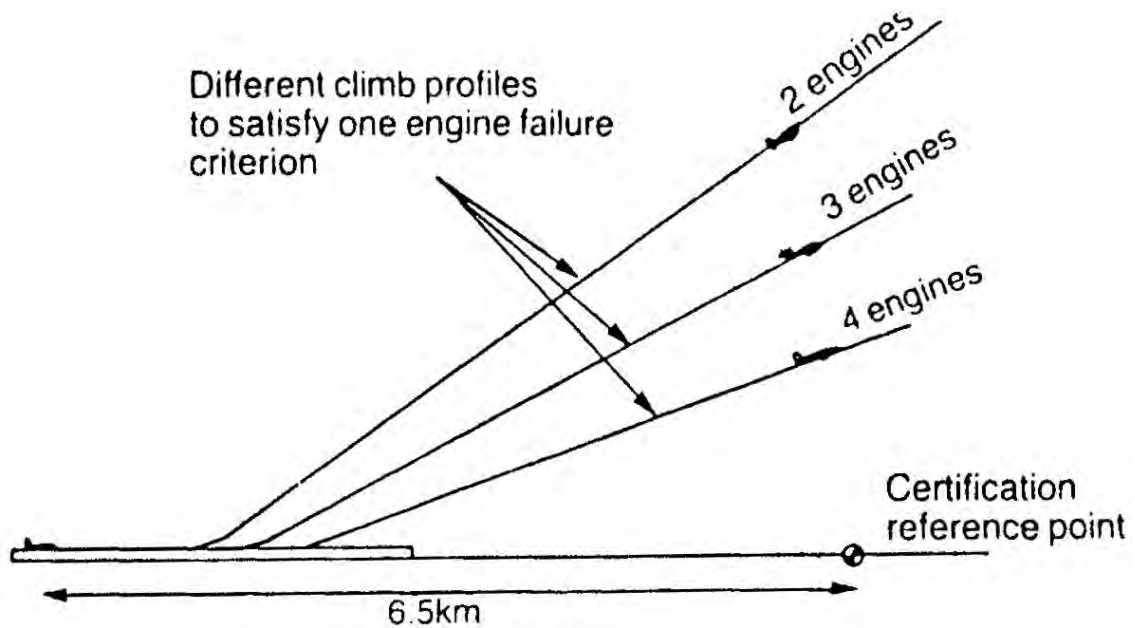



Figure 6.1: Traiettorie di salita di aerei bi–, tri–, quadrimotori, da [4].

per cui la spinta complessiva con tutti i motori operativi risulta

$$F_{TO,full} \;=\; n\,F_{ind} \;=\; \frac{n}{n\,-\,1}\,F_{TO,min} \tag{6.2}$$

che indica un eccesso di spinta (relativo al minimo)

$$\frac{F_{TO,full}\;-\;F_{TO,min}}{F_{TO,min}} \;=\; \frac{n}{n\,-\,1}\,-\,1 \;=\; \frac{1}{n\,-\,1} \tag{6.3}$$

Quindi un aereo bimotore dovrà poter decollare con un solo motore operativo; questo vuol dire che nella situazione normale in cui l'aereo decolla con entrambi i motori operativi, esso potrà sfruttare una spinta doppia rispetto al minimo necessario, e seguire perciò una traiettoria di salita molto rapida, che lo porterà rapidamente lontano da centri abitati (la maggiore spinta dei motori provoca certo anche un incremento di rumorosità, ma prevale l'effetto del rapido allontanamento). Un aereo trimotore dovrà invece poter decollare con due soli motori operativi, quindi in condizioni di decollo

normale godrà di un eccesso di spinta del 50% rispetto al minimo necessario, effettuando perciò una salita ripida, ma non tanto quanto quella di un bimotore. Un quadrimotore avrà similmente una riserva di spinta del 33% circa, quindi traiettoria di salita meno ripida, e perciò darà luogo ad una più ampia zona a terra soggetta ad intenso rumore. Naturalmente, il vantaggio di una salita più ripida con un bimotore viene pagato con un maggior peso e costo dell'impianto propulsivo, a causa del grande eccesso di spinta richiesto. Tuttavia, i costi di manutenzione dell'impianto propulsivo di aerei bimotore sono inferiori a quelli dei trimotori e quadrimotori; poiché la manutenzione costituisce una voce preponderante dei costi associati al motore lungo tutta la sua vita operativa, si preferisce attualmente la soluzione a due motori, eccetto che per aerei delle taglie più grandi (Airbus 380 e Boeing 747), i cui ordini tuttavia praticamente si vanno esaurendo, vedi par. 1.7.

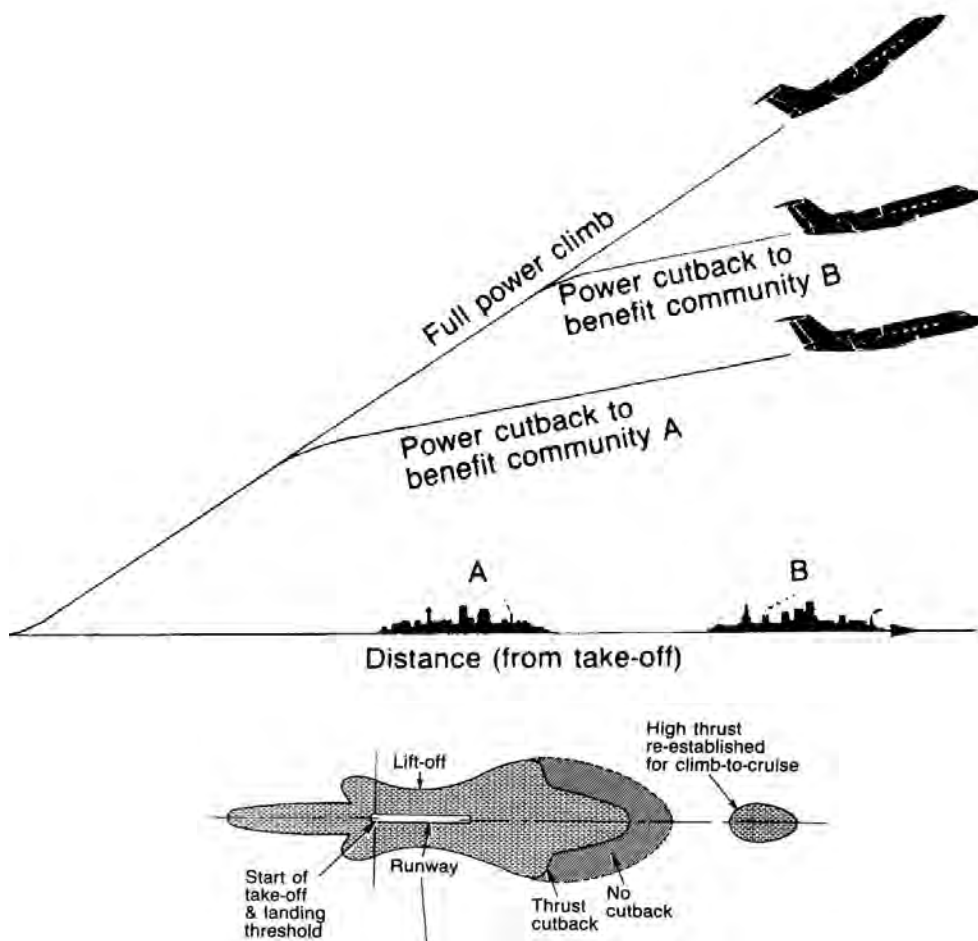



Figure 6.2: Benefici conseguenti alla riduzione della spinta (sopra), e riduzione dell'area a terra interessata dal rumore (sotto), da [4].

Per ridurre il rumore percepito da centri abitati in corrispondenza al passaggio di un aereo in fase di salita, si può effettuare una manovra di *cutback*, cioè ridurre la spinta a partire da un dato punto della salita, in modo da diminuire il rumore emesso dal motore. La conseguente traiettoria di salita sarà meno ripida, tuttavia questo altera molto poco la quota alla quale l'aereo sorvola il centro abitato, vedi fig. 6.2 in alto. Questa operazione può tuttavia portare ad un successivo aumento del rumore percepito da un eventuale secondo centro abitato, a causa della quota di sorvolo, in questo caso ben inferiore a quella in assenza di *cutback*. La manovra di *cutback* va quindi definita in funzione della distribuzione dei centri abitati intorno all'aeroporto. La fig. 6.2 in basso riporta l'estensione dell'area a terra interessata da forte rumore al decollo, senza e con *cutback*; si noti che in quest'ultimo caso si ha un'impronta secondaria a terra quando la spinta viene riportata al valore pieno (ad una quota inferiore a quella che si avrebbe senza *cutback*). Nel caso di vecchi aerei, molto rumorosi, si è adottata presso alcuni aeroporti una politica che impone a questi un limite massimo del peso al decollo (in modo da diminuire la spinta richiesta e quindi il rumore emesso), da conseguire riducendo il carico utile o la quantità di combustibile caricato. Per poter percorrere lunghe tratte, gli aerei devono quindi effettuare un ulteriore rifornimento di combustibile in un aeroporto meno 'sensibile' dal punto di vista del rumore, con conseguenti maggiori costi operativi e tempi di percorrenza più lunghi.

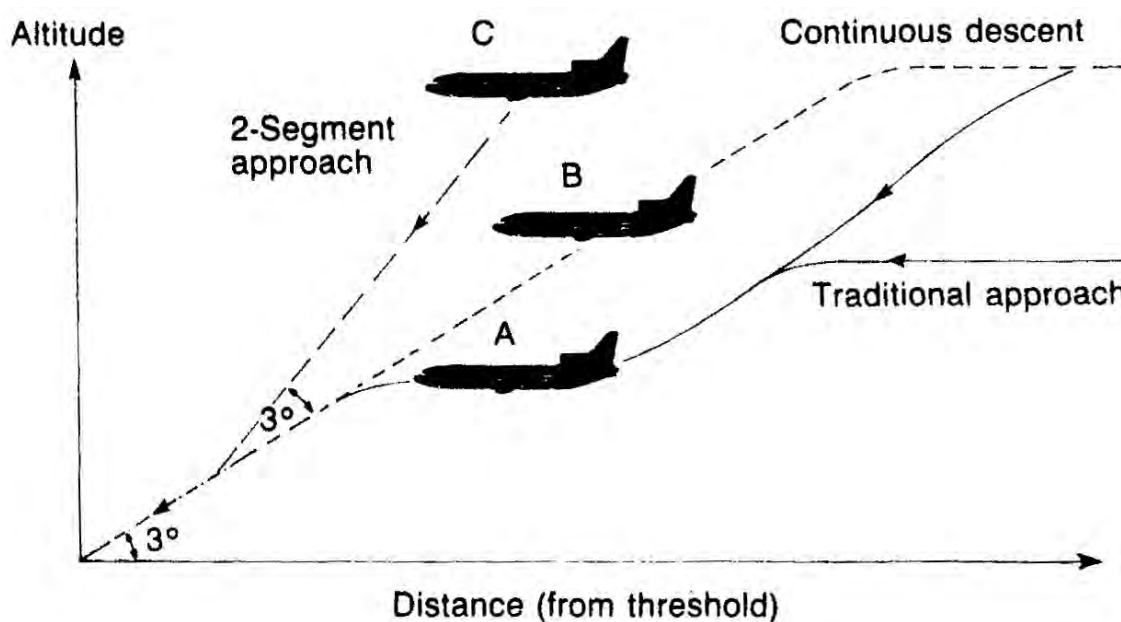



Figure 6.3: Traiettorie con diverse strategie di discesa, da [4].

Per quanto riguarda invece la fase di atterraggio, la manovra convenzionale di avvicinamento agli

aeroporti, vedi fig. 6.3, prevede una fase di volo orizzontale a bassa quota, con conseguente forte rumore percepito a terra, seguita da una fase finale di discesa con angolo di volo di 3°. Per ridurre l'estensione dell'area interessata dal sorvolo a bassa quota, in alcuni aeroporti si adotta una tecnica di 'discesa continua', in cui l'aereo discende direttamente da alta quota con un angolo di discesa costante, pari ancora a 3°; questo richiede comunque una notevole precisione nella traiettoria di discesa, non essendoci più il margine di manovra consentito dalla fase di volo orizzontale. Incidentalmente, la tecnica di discesa continua consente anche una piccola riduzione dei consumi di combustibile. Ancora meglio sarebbe adottare una tecnica di discesa 'a due segmenti', in cui l'aereo scende dapprima con angolo di 6°, che viene successivamente ridotto a 3° nella fase finale; questo tuttavia comporta il rischio che, nel caso che la manovra di riduzione dell'angolo di volo fallisca, l'aereo arrivi al suolo con una velocità verticale molto elevata, dando luogo ad una sorta di *crash* controllato. Incidentalmente, per conseguire i valori degli angoli di discesa citati occorre che l'aereo estenda tutte le superficie idonee a frenare il suo moto, ipersostentatori e carrelli.

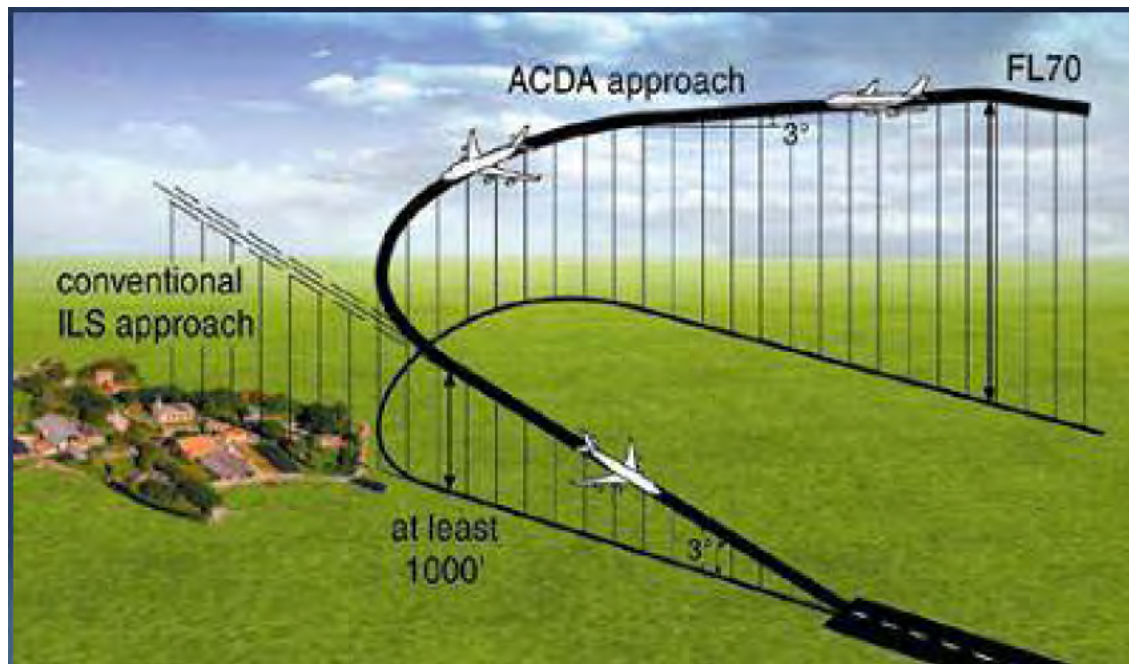



Figure 6.4: Rotte di avvicinamento con e senza sorvolo di centri abitati, da [10]. FL70 sta per *flight level* 70, ossia quota di volo 7000 piedi = 2133,6 m.

Per ridurre l'impatto del rumore emesso dagli aerei sui centri abitati, si pensa di adottare in futuro traiettorie di discesa che portino ad evitarne il sorvolo, ove possibile, vedi fig. 6.4. Anche questo comporta strategie di controllo più esigenti. Analoghe strategie sono comunque correntemente adottate in fase di decollo per evitare il sorvolo di centri abitati.

Figure 6.5: Atterraggio all'aeroporto di Hong Kong, da [144].

L'ubicazione dell'aeroporto relativamente alla città da servire ha ovviamente un'importanza centrale sul disturbo arrecato dal rumore degli aerei (la fig. 6.5 riporta un caso limite, evidentemente non auspicabile). Sarebbe da questo punto di vista preferibile ubicare l'aeroporto lontano dalla città, ma questo comporta per gli utenti tempi e costi di trasferimento aeroporto/città e viceversa più elevati. Inoltre, il personale che lavora all'aeroporto normalmente desidera abitare vicino al luogo di lavoro, e questo comporta la crescita di un nucleo abitato nei pressi dell'aeroporto, con tutti i relativi servizi, dove poi si ricrea quella situazione di disturbo da rumore che si era tentato di evitare.

6.2 Componenti del rumore

Vediamo a cosa è dovuto il rumore percepito a terra in fase di decollo ed atterraggio. La fig. 6.6 riporta i tipici contributi del motore (anche scisso nei suoi componenti) e del velivolo al livello sonoro percepito a terra (si ricordi che i livelli sonori non si sommano, si sommano le intensità, vedi par. 5.3). Al decollo il rumore emesso dal motore è largamente dominante, in particolare quello derivante dal getto, per cui il contributo del velivolo è trascurabile. All'atterraggio invece i due contributi, motore e

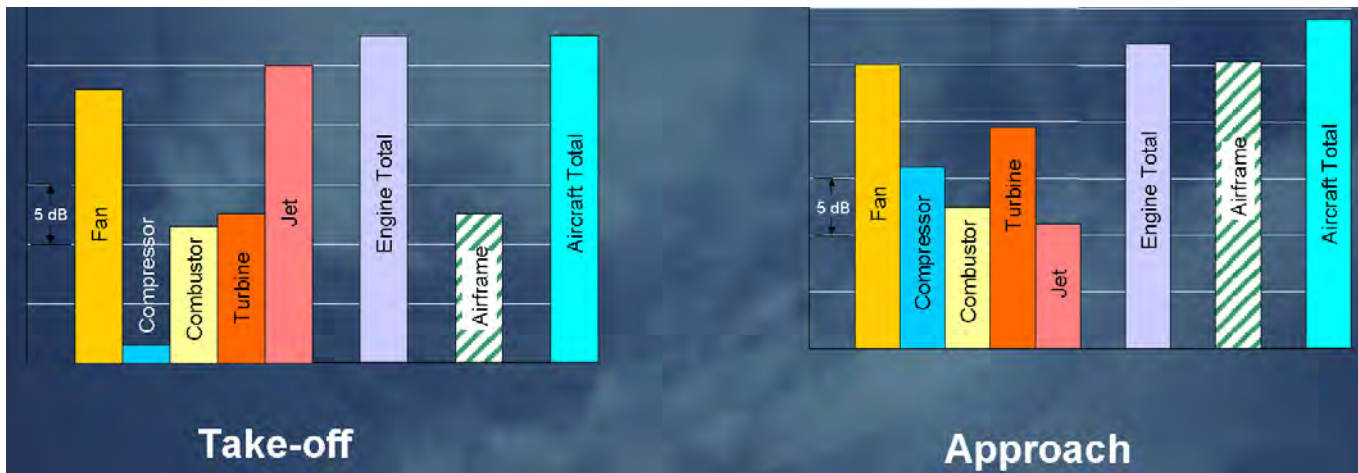



Figure 6.6: Componenti del rumore percepito al decollo ed all'atterraggio, da [10].

velivolo, sono circa paragonabili, sia perché il motore emette meno rumore, sia perché il velivolo, con carrello ed ipersostentatori estesi per un tempo prolungato, risulta molto più rumoroso. Si può notare, raffrontando le emissioni al decollo ed all'atterraggio, che il rumore emesso dal getto all'atterraggio è nettamente minore di quello al decollo (perché essendo molto minore la spinta richiesta, la velocità del getto è molto più bassa, e vedremo, par. 6.2.3, che l'intensità del rumore emesso dal getto è circa proporzionale all'ottava potenza della sua velocità), mentre il rumore dalle turbomacchine è più alto all'atterraggio che al decollo. Questo perché queste ultime sono progettate per lavorare alla massima efficienza, quindi in particolare con angoli ottimali di incidenza del flusso sulle palette, nelle condizioni di spinta massima o comunque elevata (decollo/crociera), per cui quando si trovano ad operare a potenza minima, come nelle fasi di atterraggio, possono verificarsi condizioni di incidenza del flusso lontane da quelle di progetto, con conseguente maggiore emissione di rumore.

Una notevole riduzione del rumore emesso dal motore, in particolare dal getto, è stata conseguita grazie all'introduzione del turbofan, il quale presenta una velocità di uscita del getto (o dei getti, se a flussi separati) decisamente minore del turbogetto semplice (specie in turbofan ad alto rapporto di by–pass). Aumentando tuttavia la potenza estratta dal flusso caldo attraverso la turbina (ed elaborata da compressore e fan) aumenta il rumore emesso dalle turbomacchine. La fig. 6.7 riporta i tipici diagrammi di direttività del rumore emesso da un turbogetto degli anni '60, e da un turbofan degli anni '90; in questi l'estensione dei lobi in una data direzione indica il livello di potenza acustica emesso in tale direzione. Si può constatare che il rumore del getto si è fortemente ridotto, ma c'è stato un aumento del rumore emesso dalle turbomacchine a causa dell'introduzione del fan. Anche la direttività del rumore del getto è alterata, vedi par. 6.2.2 (la velocità del suono nel getto primario di un turbofan è più bassa rispetto ad un turbogetto semplice, essendo più bassa la sua temperatura

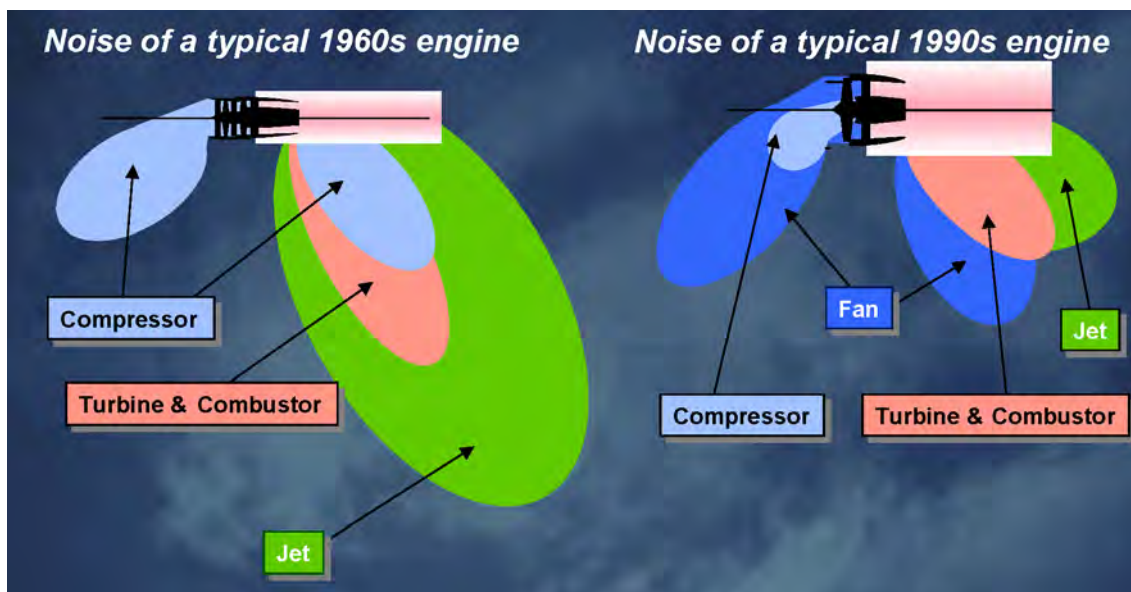



Figure 6.7: Fonti di rumore di tipici motori degli anni '60 (a sinistra) e '90 (a destra), da [10].

– in quanto è stato estratto maggior lavoro dal flusso attraverso le turbomacchine).

Il rumore emesso in generale può essere del tipo a 'toni discreti', ovverosia caratterizzato da ben determinate frequenze, oppure a 'larga banda', ossia distribuito su un ampio spettro di frequenze, vedi fig. 6.8.

6.2.1 Rumore dal fan e dal compressore

Esaminiamo dapprima le fonti di rumore a larga banda del fan e del compressore. Il rumore a larga banda è tipicamente generato dall'interazione delle pale con un flusso turbolento, nel quale si trovano vortici le cui dimensioni spaziano tra quelle dell'ordine di grandezza delle dimensioni del condotto, fino alle scale più piccole della turbolenza (cosidetta scala di Kolmogorov, vedi [146] par. 1.1, che può arrivare anche ai micron), e che pertanto presentano frequenze di interazione con le pale che abbracciano un campo molto ampio. La turbolenza è generata quando il flusso d'aria che investe il velivolo viene a contatto con superfici solide, quindi nello strato limite, poi in corrispondenza a discontinuità delle superfici, ed in ogni stadio della palettatura. Un esempio di fonte di rumore a larga banda è quello dovuto al moto delle estremità delle pale del fan entro lo strato limite della presa d'aria. La potenza acustica così generata è proporzionale alla quinta potenza della velocità del flusso.

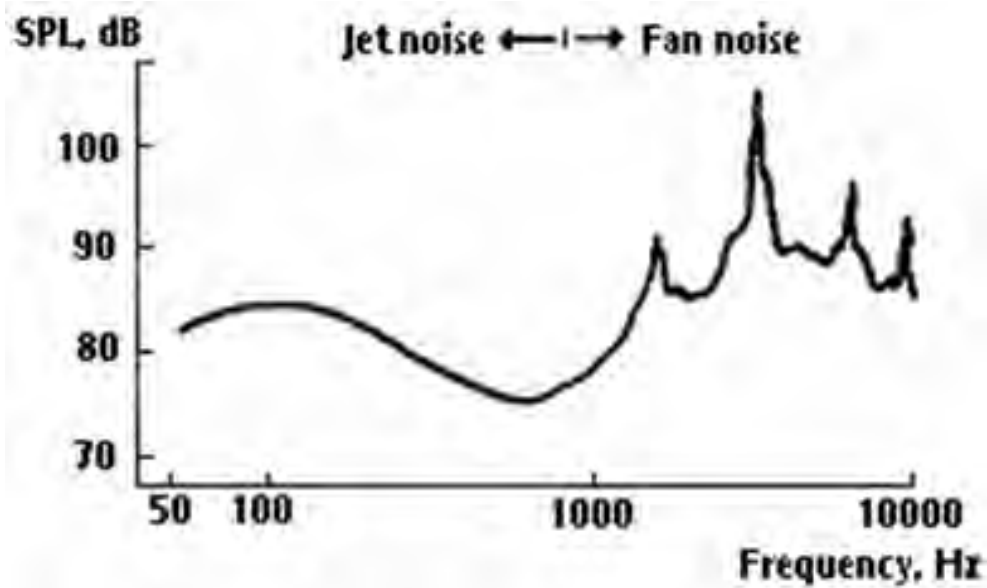



Figure 6.8: Spettro del rumore prodotto da un Tupolev 154M, da [145]. Si noti per basse frequenze il rumore a larga banda dovuto al getto, e per alte frequenze il rumore a toni discreti dovuto al fan.

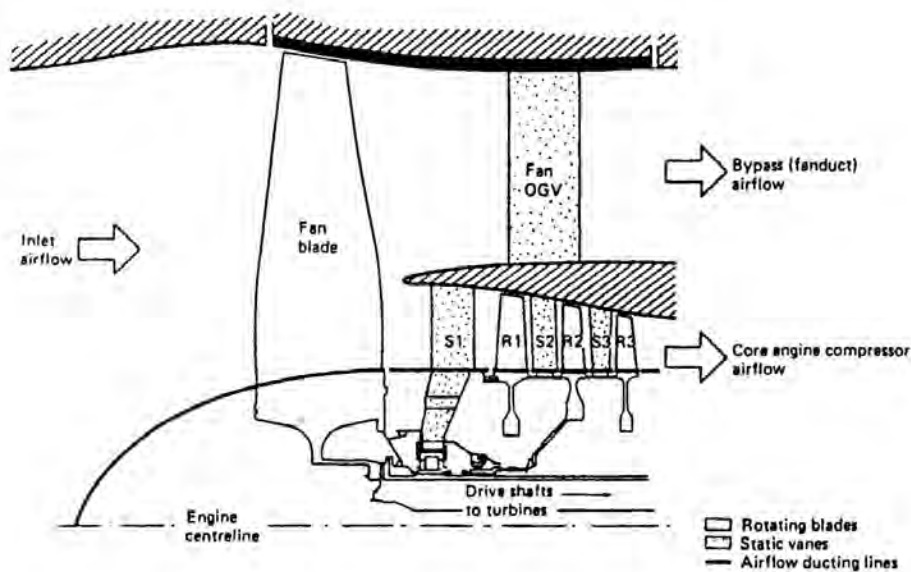



Figure 6.9: Tipica configurazione di fan e compressore, da [4].

Vediamo ora come viene generato il rumore a toni discreti, che è in questo caso dovuto al passaggio di una pala del rotore sopra una pala dello statore, evento in corrispondenza del quale si produce

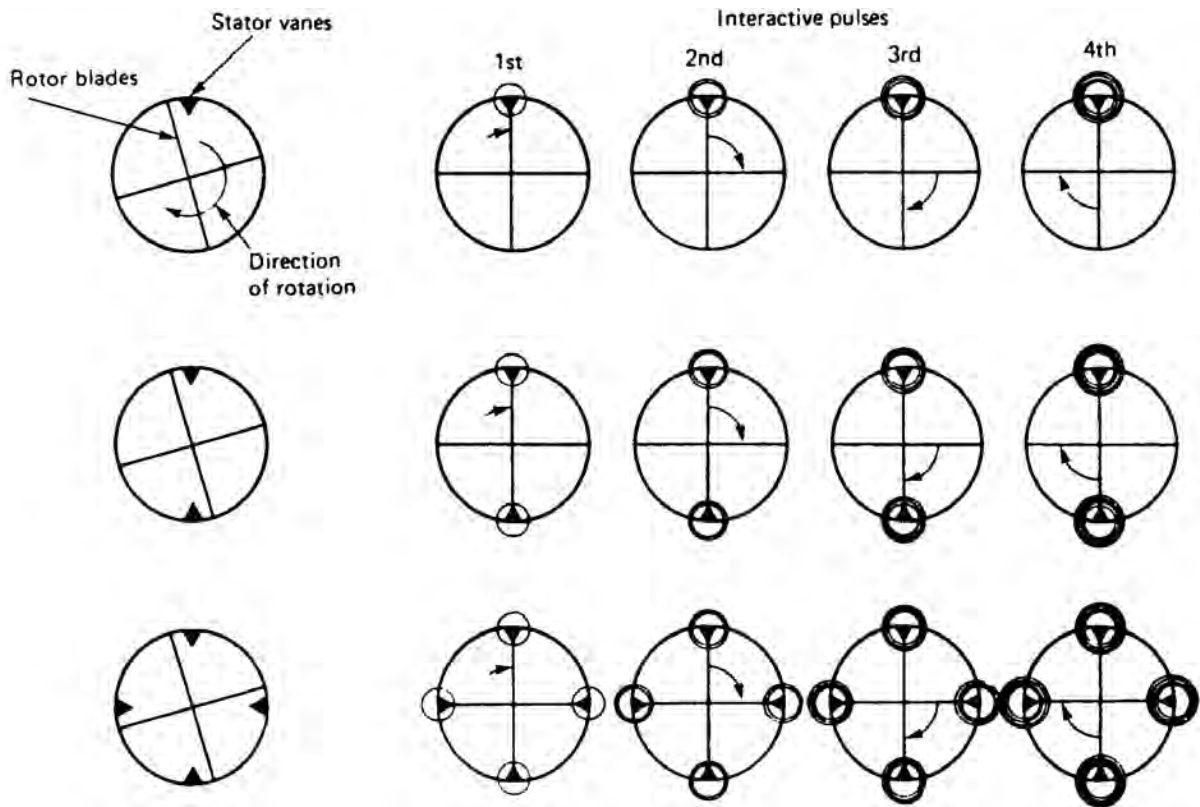



Figure 6.10: Generazione di toni discreti per B multiplo esatto di V, da [4].

un disturbo di pressione. Chiamiamo B il numero delle pale del rotore (dal termine inglese *blade*), e V il numero delle pale dello statore di un generico stadio (da *vane*). Consideriamo innanzitutto il caso in cui B sia multiplo esatto di V, vedi fig. 6.10. Supponiamo dapprima, come semplificazione estrema, di avere quattro pale rotoriche ed una sola statorica ($B = 4$, $V = 1$, in alto); si ha in tal caso emissione di un segnale di rumore ogni quarto di giro dell'asse del motore, quindi con una frequenza pari a quattro volte la velocità di rotazione di tale asse. Passiamo a considerare il caso di (ancora) quattro pale rotoriche e due pale statoriche ($B = 4$, $V = 2$, in mezzo); si hanno adesso due emissioni di rumore ogni quarto di giro dell'asse del motore, ma la frequenza è ancora pari a quattro volte la velocità di rotazione dell'asse (perché le due emissioni sono simultanee). Infine, supponiamo di avere sempre quattro pale rotoriche ma quattro statoriche ($B = 4$, $V = 4$, in basso); si hanno quattro segnali di rumore simultanei ogni quarto di giro dell'asse del motore, con una frequenza quindi sempre pari a quattro volte la velocità di rotazione dell'asse. In definitiva, nel caso in cui B sia multiplo esatto di V, la frequenza di emissione del rumore è in ogni caso B volte la velocità di rotazione dell'asse (in giri al secondo).

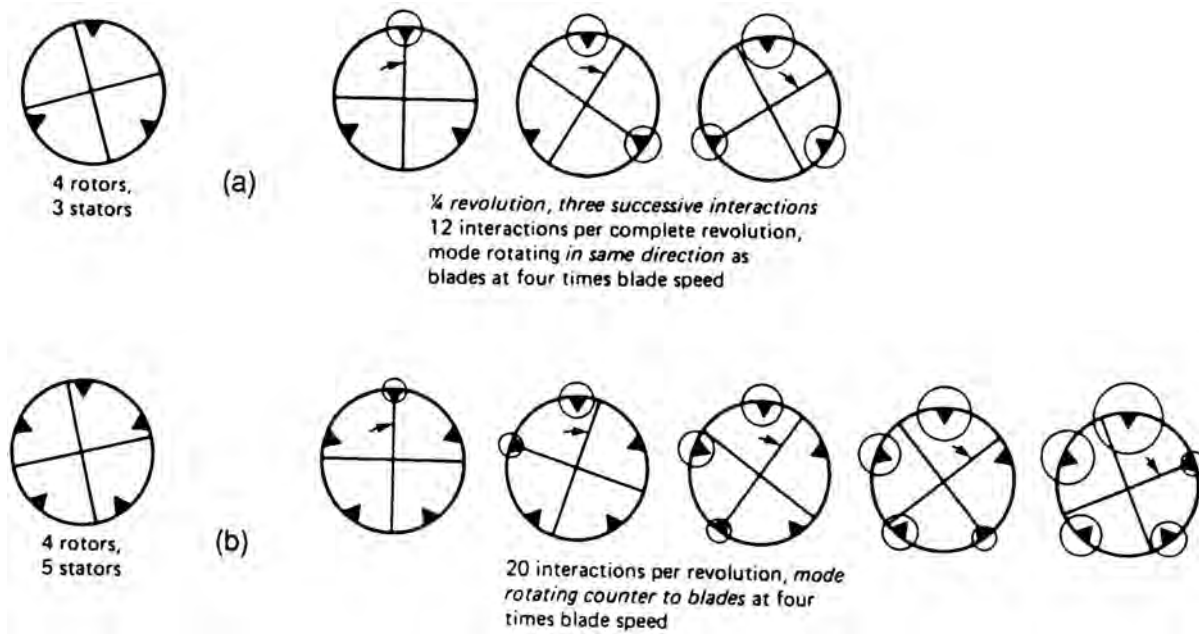



Figure 6.11: Generazione di toni discreti per B multiplo inesatto di V: (sopra) caso $B > V$, (sotto) caso $B < V$, da [4].

Consideriamo adesso il caso in cui B sia multiplo inesatto di V (ossia, detto in altri termini, in cui B *non* sia multiplo di V), vedi fig. 6.11. Supponiamo dapprima di avere una pala statorica in meno rispetto a quelle rotoriche, per esempio quattro pale rotoriche e tre statoriche (B = 4, V = 3, in alto); si ha in tal caso emissione di tre segnali di rumore ogni quarto di giro dell'asse del motore, quindi con una frequenza pari a dodici volte la velocità di rotazione dell'asse. Passiamo a considerare il caso in cui invece lo statore abbia una pala in più rispetto a quelle rotoriche, per esempio quattro pale rotoriche e cinque statoriche ($B = 4$, $V = 5$, in basso); si ha in tal caso emissione di cinque segnali di rumore ogni quarto di giro dell'asse del motore, quindi con una frequenza pari a venti volte la velocità di rotazione dell'asse. In definitiva, nel caso in cui B sia multiplo inesatto di V, la frequenza di emissione del rumore è pari a $B \cdot V$ volte la velocità di rotazione dell'asse (in giri al secondo). Si noti che nel presente caso di B multiplo inesatto di V la generazione dei disturbi di rumore segue un andamente rotatorio, concorde con il senso di rotazione della macchina nel caso $B > V$, discorde se $B < V$. Sottolineamo che le frequenze individuate qui e nella figura precedente sono quelle del modo fondamentale, al quale si aggiungono poi quelle delle armoniche di ordine superiore. Infatti, ogni segnale periodico può essere decomposto in una serie di Fourier nella quale compaiono (a meno che tale segnale non sia esattamente sinusoidale, nel qual caso si ha solo il modo fondamentale) termini sinusoidali di frequenza multipla di quella fondamentale. Un ulteriore fattore che porta all'allargamento dello spettro del rumore emesso è dovuto al fatto che le diverse

pale (rotoriche o statoriche) di uno stadio, pur essendo nominalmente tutte uguali, presentano però piccole differenze dovute sia a tolleranze di lavorazione, sia a fenomeni che ne accompagnano l'uso (per esempio corrosione, danni da ingestione di oggetti estranei, come uccelli). In un fan moderno si può anche avere rumore da onde d'urto, nel caso in cui le pale si trovino ad operare in regime supersonico in prossimità delle loro estremità (dove la componente tangenziale di velocità, dovuta alla rotazione della macchina, è più elevata) .

Da quanto detto emerge che per un fan in cui il numero delle pale rotoriche B è un multiplo esatto del numero delle pale statoriche V, la frequenza fondamentale del rumore a toni discreti emesso risulta data da (avendo indicato con n la velocità di rotazione in giri al minuto, rpm)

$$f \ = \ B \ \cdot \ \frac{n}{60} \tag{6.4}$$

mentre più esattamente nel caso in cui B non sia multiplo di V si ha

$$f \ = \ \mathrm{mcm}(B, V) \ \cdot \ \frac{n}{60} \tag{6.5}$$

dove con mcm abbiamo indicato il minimo comune multiplo degli argomenti B e V. Poiché abbiamo visto che l'orecchio umano è meno sensibile al rumore ad alta frequenza, e che questo tipo di rumore è meglio attenuato dall'atmosfera rispetto a quello a bassa frequenza, si cerca di spostare il rumore verso frequenze più alte adottando un numero di pale rotoriche B che non sia multiplo di V, ed in particolare si adottano valori di B e V *primi fra loro* (perché la presenza di fattori comuni in B e V diminuirebbe il valore del minimo comune multiplo rispetto al valore del prodotto $B \cdot V$).

Il rumore generato dal fan e dal compressore fuoriesce anteriormente attraverso la presa d'aria e posteriormente attraverso gli ugelli; entrambi in virtù della propria geometria fanno insorgere una direttività del rumore, vedi fig. 6.12 in alto, ed anche i diagrammi in fig. 6.7. Si può trarre vantaggio dalla geometria della presa d'aria per limitare il rumore emesso verso terra, prolungando il labbro inferiore della presa (*scarf* negativo), come indicato in fig. 6.12 in basso. Questa soluzione asimmetrica porta però ad una distorsione del profilo di velocità che esce dalla presa d'aria, la quale a sua volta porta ad una distorsione del profilo di temperatura in uscita dalla camera di combustione, con conseguente peggioramento del *pattern factor*, vedi par. 3.1. Bisogna perciò trovare una soluzione di compromesso. Gli altri strumenti a disposizione del progettista per controllare il rumore emesso da fan e presa d'aria sono:

1. aumentare la spaziatura tra rotore e statore (a valle di ogni palettatura si forma una scia

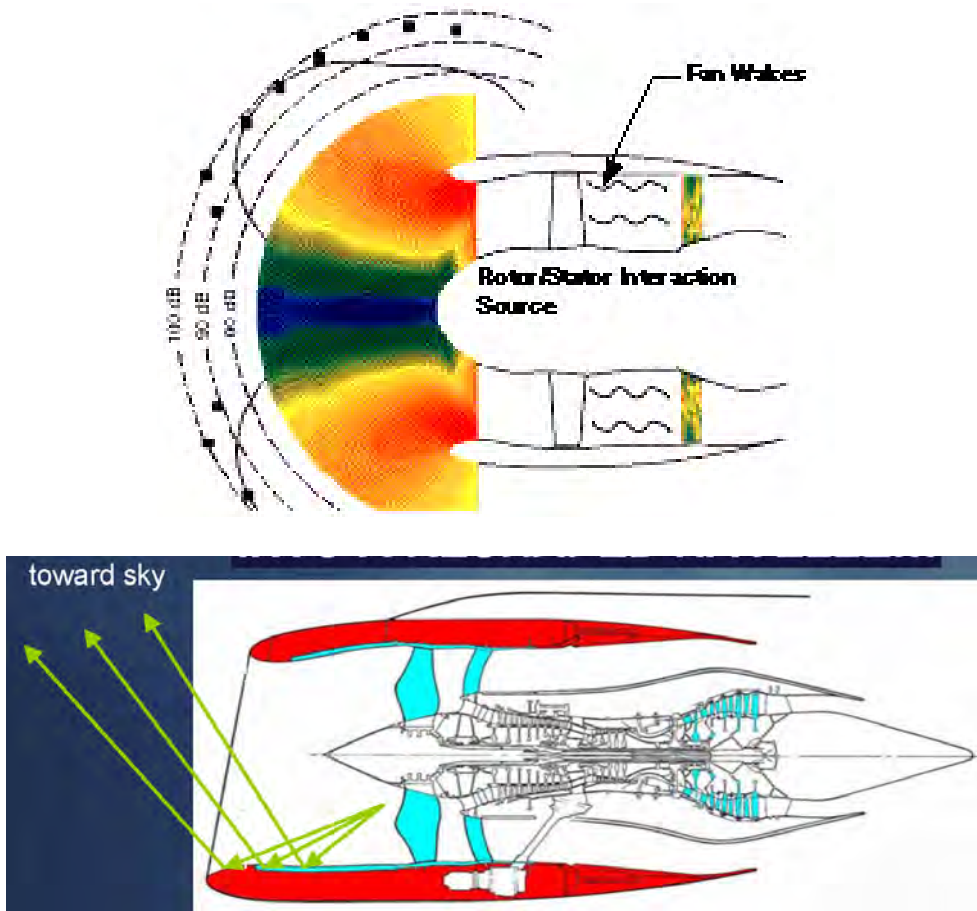



Figure 6.12: Effetto della presa d'aria sulla direttività del rumore emesso da fan e compressore, da [10].

turbolenta, la quale tende a decadere aumentando la spaziatura), che però porta ad un aumento di peso;

2. agire sul numero di pale di rotore e statore, se in particolare V risulta

$$V \;>\; 1,1\,(1\,+\,M)\,k\,B \tag{6.6}$$

[M è il numero di Mach del flusso, k è l'ordine del modo considerato, vedi (5.21)], si può dimostrare [147] che i modi di ordine k si esauriscono dentro il condotto (*cutoff*) – questa condizione porta però ad un numero di pale statoriche elevato, p. es. se consideriamo il solo modo fondamentale ($k = 1$) ed un numero di Mach prossimo all'unità, si vede che deve essere $V \;>\; 2,2\,B$;

3. il rumore degli stadi intermedi può essere in parte schermato dagli stadi a monte o a valle;

4. utilizzare un profilo di velocità all'uscita della presa d'aria 'pulito' dal punto di vista aerodinamico, senza *slats* (porte che nei primi turbogetti venivano aperte al decollo per consentire di ingerire una maggiore portata d'aria, quindi una maggiore spinta, vedi fig. 6.13 a sinistra), e possibilmente senza *bottoming* (appiattimento della presa d'aria nella parte inferiore per cercare di contenere l'altezza del carrello di atterraggio, vedi fig. 6.13 a destra – le sollecitazioni sul carrello all'atterraggio, ed il suo peso, aumentano all'aumentare della sua altezza).

Figure 6.13: *Slats* (a sinistra) adottate dal motore di un Boeing 707; (a destra) presa d'aria 'hamsterized' di un Boeing 737 con motori CFM56, da [148, 149].

Il rumore emesso dalla turbomacchina non riesce a propagarsi in avanti se il numero di Mach del flusso è maggiore od eguale ad uno. La velocità del flusso deriva tuttavia dalla composizione di una componente assiale e di una componente tangenziale, la quale ultima va crescendo dal mozzo verso la sommità delle pale, con il risultato che anche il numero di Mach aumenta in senso radiale. Quindi anche se il flusso è sonico per un valore medio del raggio, esso sarà subsonico verso il mozzo, e pertanto una sia pur ridotta parte del rumore potrà ancora propagarsi in avanti. La fig. 6.14 indica come il livello del rumore emesso in avanti (che quindi fuoriesce attraverso la presa d'aria) diminuisce all'aumentare del numero di Mach del flusso attraverso i passaggi delle pale, pur non scomparendo del tutto per numero di Mach unitario, per i motivi appena esposti. Il livello del rumore emesso all'indietro (che quindi fuoriesce dall'ugello, dopo però essere stato attenuato nel passaggio attraverso camera di combustione ed ugello stesso) invece aumenta lievemente.

La fig. 6.15 mostra le differenze tra un tipico turbofan degli anni '60 ed uno degli anni '80. Si può notare in particolare che i turbofan moderni non presentano le porte (*slats*) per aumentare la portata

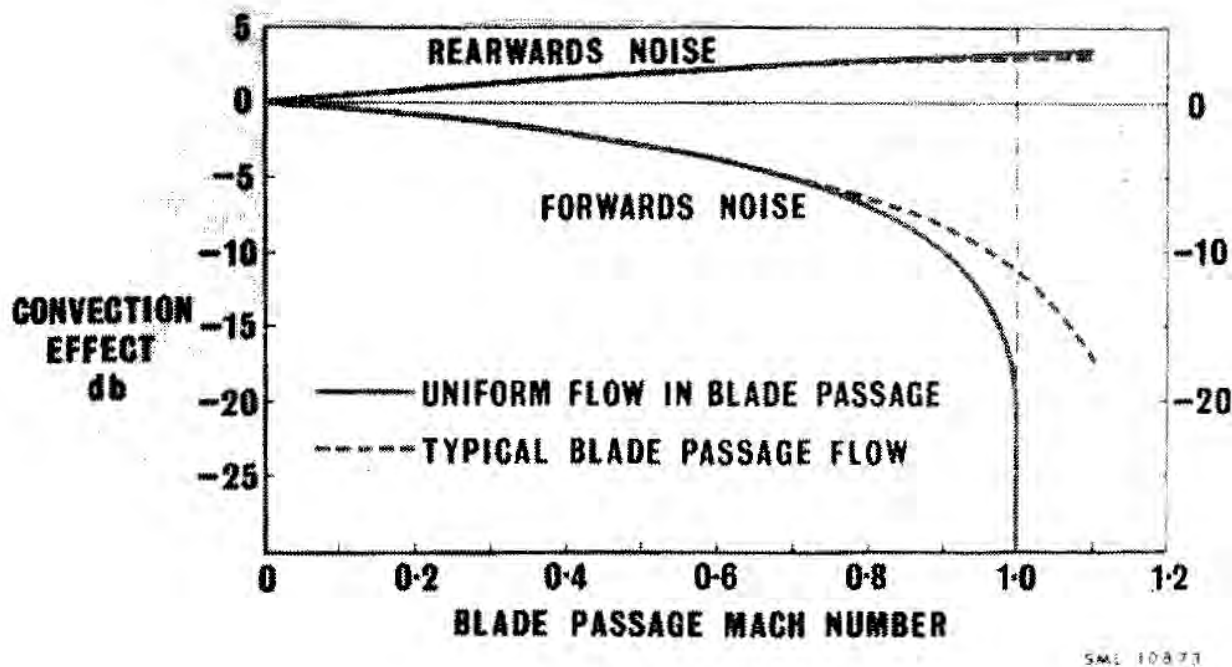



Figure 6.14: Attenuazione del rumore emesso in avanti da uno stadio di turbomacchina al variare del numero di Mach nei passaggi tra le pale, da [150].

d'aria; tutte le superfici dei condotti sono rivestite di *liners* acustici assorbenti, vedi par. 6.2.6; è stata aumentata la distanza tra rotore e statore, ed il numero delle pale dello statore è più del doppio di quelle del rotore, punto 2) sopra; infine, i condotti del flusso secondario sono lunghi, vedi ancora par. 6.2.6. Questi accorgimenti hanno consentito di ridurre di circa 20 dB il rumore percepito (quindi il disturbo si è ridotto a circa un quarto, vedi par. 5.3).

6.2.2 Rumore dalla turbina

Il flusso nello statore del primo stadio della turbina, la cosidetta piastra ad ugelli, è generalmente critico ($M = 1$), per cui il rumore della turbina non può risalire a monte e si propaga solo verso valle. Anche in questo caso il rumore a larga banda è generato dall'interazione delle pale con il flusso turbolento che esce dal combustore, e con lo strato limite che cresce sulle pareti dei condotti. Poiché la temperatura del flusso nella turbina è nettamente superiore a quella che si ha nel fan e nel compressore (quindi anche la velocità del suono locale è più alta), il numero di Mach del flusso, a parità di velocità, risulta più basso, per cui per soddisfare la condizione sul numero delle

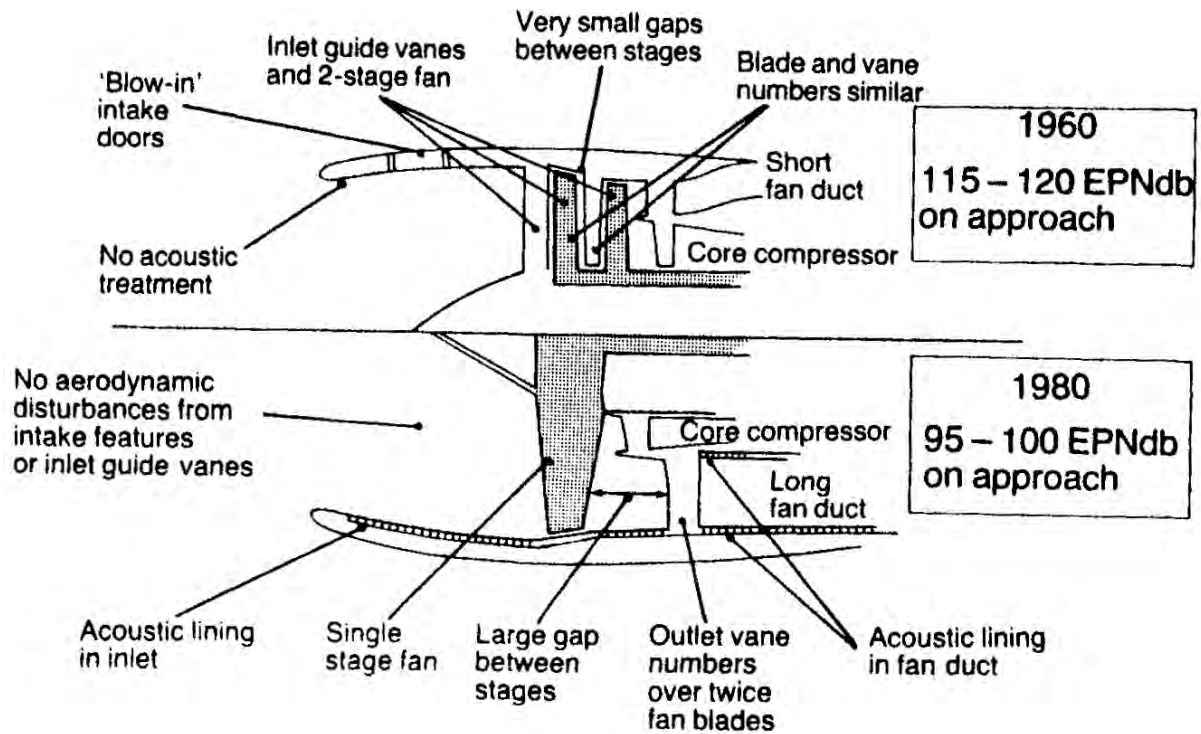



Figure 6.15: Evoluzione del controllo del rumore del fan, da [4].

pale statoriche (6.6) necessario a sopprimere i modi di ordine k basta un valore del numero di pale statoriche V abbastanza contenuto. Anche in questo caso si può poi aumentare la spaziatura tra pale statoriche e rotoriche per ridurre il rumore, vedi par. 6.2.1.

Occorre poi notare che il rumore della turbina che esce dagli ugelli viene rifratto per effetto degli strati di miscelamento che si formano all'uscita degli ugelli tra flusso primario (caldo), flusso secondario (con temperatura lievemente superiore a quella atmosferica), ed atmosfera, vedi fig. 6.16. A causa delle differenti temperature di questi tre flussi, e quindi delle conseguenti diverse velocità di propagazione del suono, si ha un fenomeno analogo a quello della rifrazione della luce all'interfaccia tra due mezzi ad indice di rifrazione diverso (anche se, nel caso del getto di un motore, più che una rifrazione in corrispondenza ad un'interfaccia, si ha una rifrazione graduale attraverso uno strato di miscelamento).

La rifrazione ad un'interfaccia è regolata dalla legge di Snell, che determina l'angolo θ_2 che l'onda rifratta forma con la normale all'interfaccia, noto l'equivalente angolo di incidenza θ_1, vedi fig. 6.17:

$$\frac{\sin\theta_2}{a_2} = \frac{\sin\theta_1}{a_1} \tag{6.7}$$

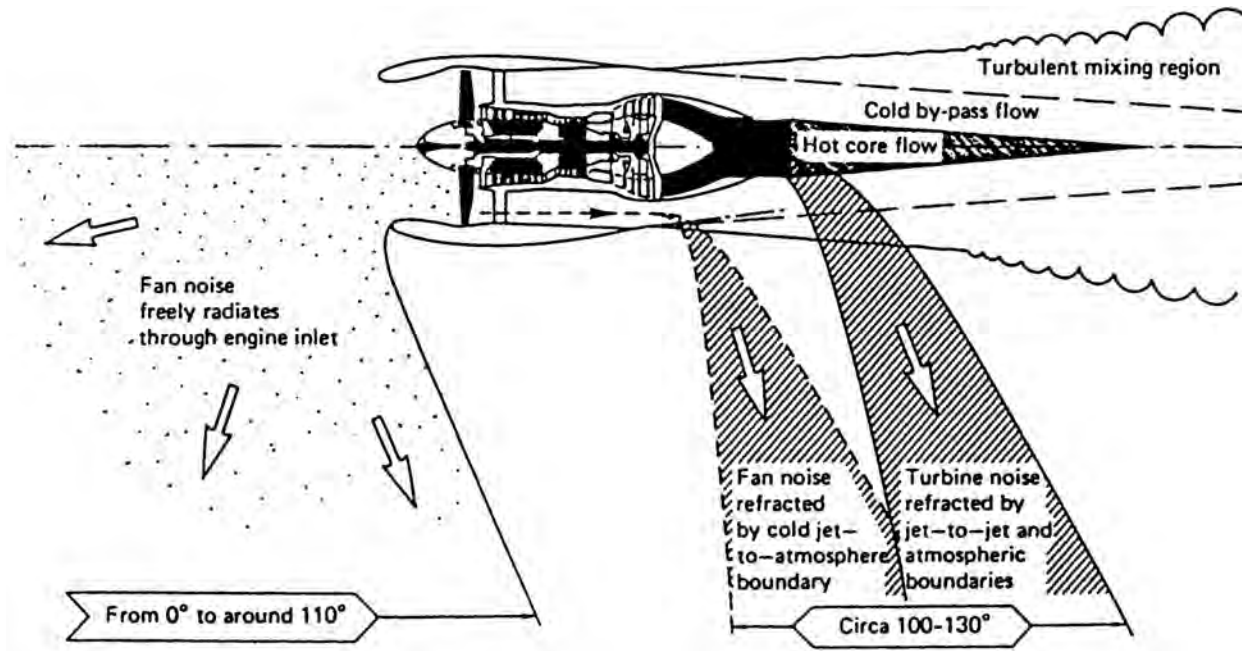



Figure 6.16: Rifrazione del rumore che esce dagli ugelli, da [4].

ossia

$$\sin\theta_2 \;=\; \sin\theta_1\,\frac{a_2}{a_1} \;=\; \sin\theta_1\,\sqrt{\frac{T_2}{T_1}} \tag{6.8}$$

Si vede quindi che passando da un mezzo caldo (a_1 alta) ad uno freddo (a_2 bassa) l'angolo θ deve diminuire, e questo porta al comportamento indicato in fig. 6.16. Si noti che in turbogetti semplici, nei quali la temperatura del getto è superiore a quella dei turbofan, la velocità del suono (proporzionale alla radice quadrata della temperatura) a_1 è più alta, per cui si ha una maggiore deviazione del rumore, coerentemente con quanto indicato in fig. 6.7.

6.2.3 Rumore dal getto

Il rumore del getto è principalmente dovuto al miscelamento tra flussi a diversa velocità (getto primario e secondario tra loro, e getto nel suo complesso con l'atmosfera). Se inoltre l'ugello è sottoespanso, la pressione sulla bocca di uscita dell'ugello è maggiore di quella atmosferica, per cui

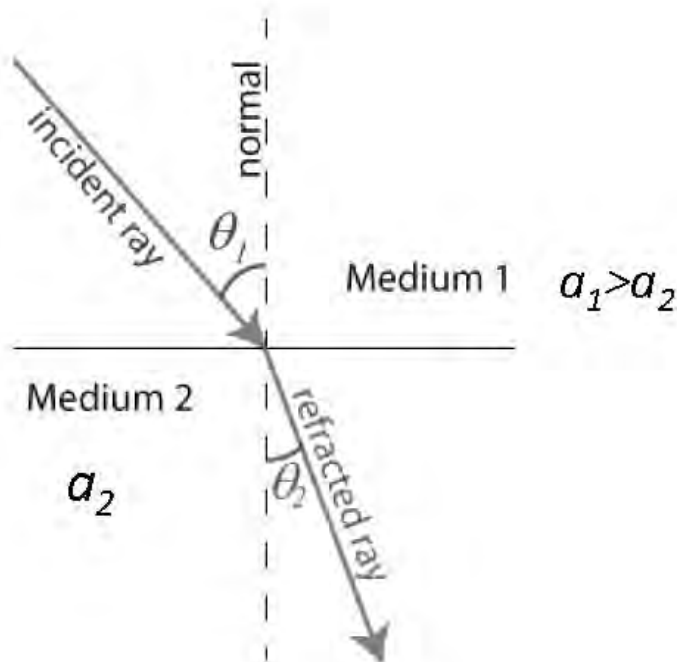



Figure 6.17: Passaggio di un'onda tra due mezzi a differente velocità di propagazione del suono, adattata da [151].

appena il getto esce dall'ugello il relativo tubo di flusso tende ad allargarsi in maniera quasi esplosiva; le particelle fluide acquistano perciò una componente di velocità radiale che porta alla formazione di una depressione nella parte centrale del getto, con successiva inversione del moto radiale, e formazione di una serie di urti stazionari [152], con un andamento periodico come mostrato in fig. 6.18. Gli urti si formano anche se l'ugello è sovraespanso, in tal caso il getto subirà dapprima una repentina contrazione, per formare anche in questo caso una serie di urti stazionari. Si noti che questi fenomeni sono intrinsecamente legati alla natura multidimensionale del flusso (non possono essere apprezzati da una trattazione monodimensionale).

Questi urti sono spesso visibili in quanto in corrispondenza ad essi si ha un brusco aumento di densità e di temperatura, con conseguente aumento del tasso di combustione degli incombusti generalmente ancora presenti nel getto, per la legge di Arrhenius (3.82), ed aumento della emissione di radiazione dalla fiamma (proporzionale alla quarta potenza della temperatura), vedi fig. 6.19. A questi urti è anche associata produzione di turbolenza e generazione di rumore.

L'intensità del rumore dovuto al miscelamento è teoricamente proporzionale all'ottava potenza della velocità del getto [154], anche se in realtà questa (fortissima) dipendenza è confermata sperimental-

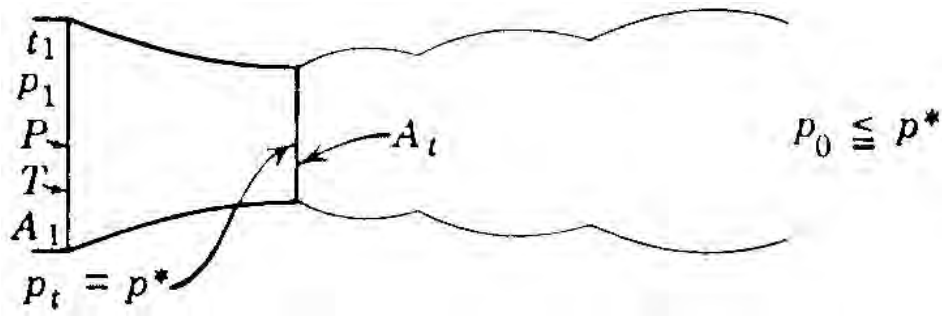



Figure 6.18: Espansione di un getto sottoespanso, da [152].

Figure 6.19: Urti all'uscita dell'ugello sottoespanso di un F–18, da [153].

mente solo per valori intermedi della velocità di uscita del getto, vedi fig. 6.20. Per valori bassi della velocità di uscita, altre fonti di rumore mascherano il rumore emesso dal getto, mentre per valori molto alti (tipici ad esempio dei turbogetti con postbruciatore) assumono importanza fenomeni di turbolenza in cui compaiono strutture organizzate, per le quali non è più valida la dipendenza teorica citata. In ogni caso è comunque sempre vero che l'intensità del rumore emesso dal getto cresce grandemente con la sua velocità. Il turbofan, che riduce la velocità del getto tanto più quanto più è alto il rapporto di by–pass, è quindi un'ottima soluzione per contenere il rumore emesso dal getto (oltre che, ovviamente, per ridurre i consumi, grazie al miglior rendimento propulsivo).

Si noti, che al pari del rumore emesso dalla turbina, vedi fig. 6.16, anche il rumore del getto viene rifratto attraverso lo strato di miscelamento termico, per cui a valle dell'ugello esiste una 'zona di

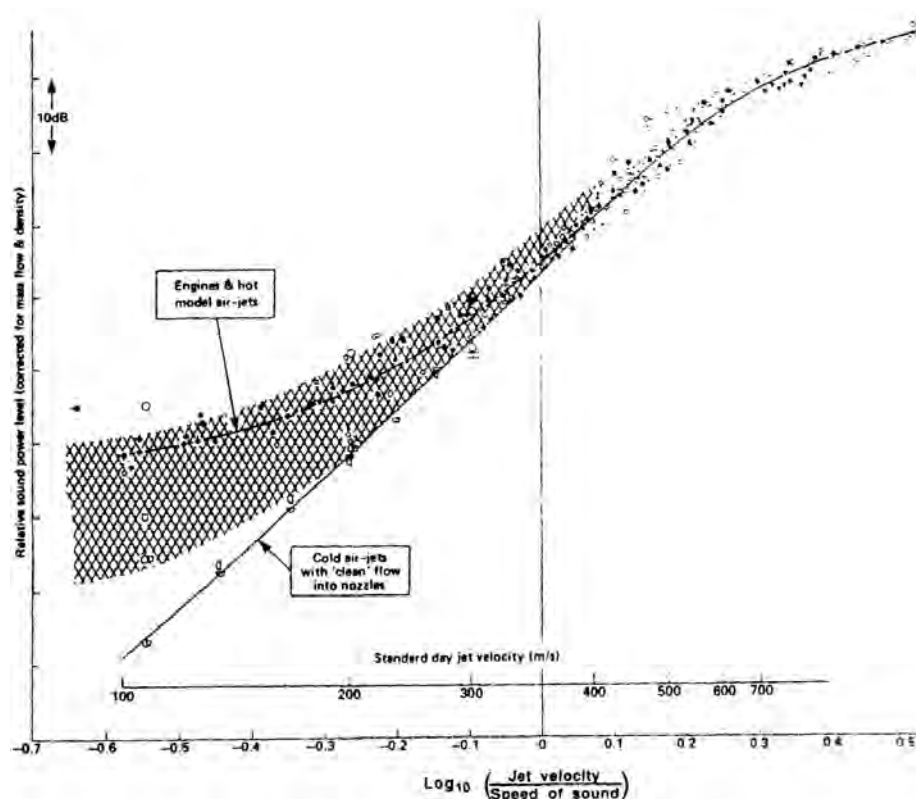



Figure 6.20: Livello dell'intensità del rumore di miscelamento in funzione della velocità del getto, da [4].

silenzio', vedi anche fig. 6.7.

Il turbofan a flussi separati dà luogo a due *mixing layers*, uno tra getto primario e getto secondario, ed il secondo tra getto secondario e atmosfera, oppure, più a valle, tra getto risultante dall'avvenuto miscelamento dei flussi primario e secondario, ed atmosfera. Le non uniformità di velocità e temperatura nei due getti (tipicamente il getto primario ha una velocità circa 1,5 volte quella del getto secondario, ed una temperatura assoluta 2 – 3 volte quella del getto secondario) danno quindi luogo ad una significativa produzione di rumore. Per contro, il turbofan a flussi associati, in cui velocità e temperature sono (almeno idealmente) uniformate prima di espellere il flusso dall'ugello, risulta più silenzioso, e come noto [19] comporta anche un minor consumo specifico. Tale soluzione richiede però condotti del flusso secondario più lunghi, quindi comporta pesi maggiori per i motori. Osserviamo in particolare che nei turbofan ad alto rapporto di *by–pass*, adottati per ridurre il consumo ed il rumore emesso, le maggior dimensioni del fan risultano in frequenze caratteristiche più basse, che in particolare in fase di avvicinamento possono dar luogo a vibrazioni di strutture a terra.

Figure 6.21: Ugello *chevron*, da [155].

Recentemente sono stati proposti ugelli *chevron*, adottati dal Boeing 787, con bordo d'uscita frastagliato come in fig. 6.21, i quali danno luogo ad una significativa riduzione del rumore, con una perdita di spinta limitata orientativamente allo 0,25%.

Soppressione del rumore nei primi turbogetti

Nei primi turbogetti (semplici) il rumore era essenzialmente dovuto al getto, causa la velocità di uscita molto alta, per cui la riduzione del rumore del motore passava necessariamente per la riduzione del rumore emesso dal getto.

A questo scopo si utilizzavano (nei motori prodotti negli USA) condotti che distribuivano il flusso su tanti ugelli più piccoli, oppure (nei motori Rolls Royce) ugelli cosidetti 'corrugati', vedi fig. 6.22, portando di conseguenza a lunghezze d'onda del rumore emesso più brevi, ossia frequenze più elevate, così da poter trarre vantaggio dalla maggiore attenuazione atmosferica, vedi par. 5.4. Ovviamente questo comportava anche maggiori perdite di pressione interne e maggiore resistenza aerodinamica esterna, nonché un aumento di peso.

6.2.4 Rumore dalla camera di combustione

Il rumore dalla camera di combustione è essenzialmente dovuto al flusso turbolento, che come detto genera rumore a larga banda, vedi par. 6.2.1. Esso risulta tuttavia abbastanza contenuto rispetto a quello emesso dalle fonti dominanti, vedi fig. 6.6, per cui non sono in genere richiesti interventi particolari.

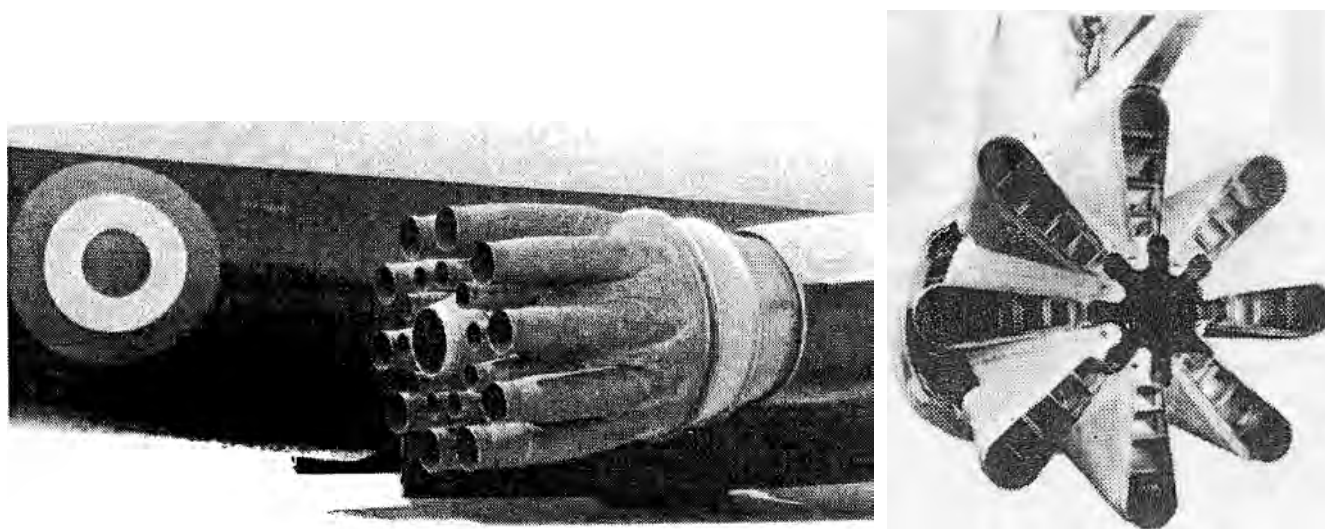



Figure 6.22: Ugello a 21 tubi per i motori del Boeing 707 (a sinistra); ugello corrugato a 8 lobi (a destra), da [4].

6.2.5 Rumore da inversione della spinta

All'atterraggio si ha una notevole emissione di rumore quando la direzione della spinta dei motori viene invertita, per consentire l'arresto dell'aereo in una lunghezza di pista contenuta; in tali condizioni il motore viene spinto al massimo (per ottenere il massimo effetto frenante), generando quindi quasi altrettanto rumore che al decollo, anche se per un tempo breve (pochi secondi).

Negli invertitori dei turbofan, vedi fig. 6.23, può essere invertita la direzione dell'intero getto (configurazioni a e b), oppure – nei turbofan a flussi separati – solo il getto freddo, configurazione c; quest'ultima soluzione genera meno rumore perché la pressione del flusso freddo è più bassa di quella del getto caldo (quindi la velocità di uscita risulta minore). D'altronde, nei turbofan ad alto rapporto di by–pass il flusso caldo contribuisce alla spinta solo orientativamente per il 20% (quindi l'80% va ascritto al flusso freddo), per cui anche invertendo il solo flusso freddo si ha una sufficiente generazione di spinta negativa. A causa del forte rumore emesso in fase di inversione della spinta, in alcuni aeroporti (con piste sufficientemente lunghe) il suo uso è consentito solo in situazioni di emergenza o pista sdrucciolevole.

6.2.6 Liners acustici

Una soluzione che ha contributo ad abbattere nettamente il rumore emesso dai motori, oltre all'introduzione del turbofan, è stata l'utilizzo di *liners* acustici assorbenti disposti sulle pareti interne dei

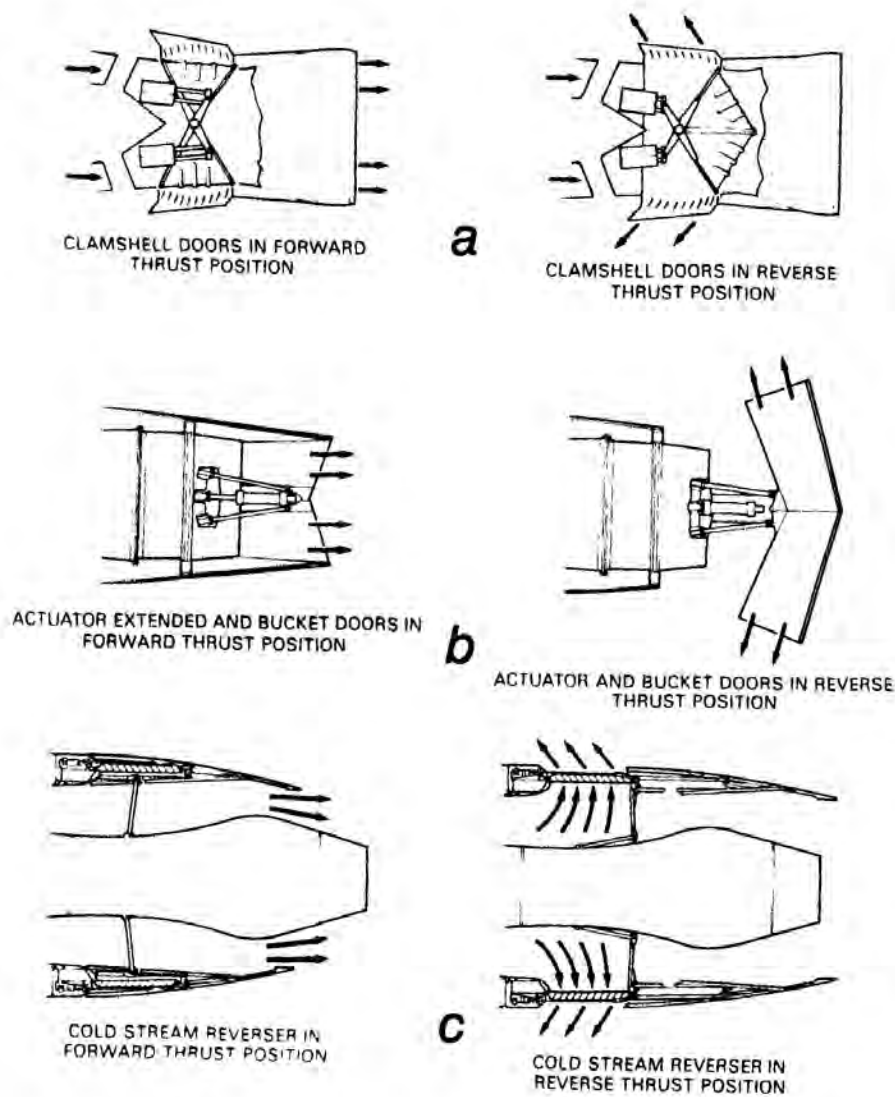



Figure 6.23: Meccanismi per invertire la spinta, da [4].

condotti del motore. Questi consistono in lamiere perforate distanziate dalla pareti dei condotti da una struttura a nido d'ape, vedi fig. 6.24.

I *liners* assorbono il rumore attraverso due meccanismi, vedi fig. 6.25:

1. al passaggio di un'onda di sovrapressione il gas è forzato ad entrare nella struttura a nido d'ape attraverso le perforazioni, mentre con la successiva onda di depressione ne viene richiamato. Questo meccanismo è simile a quello di un ammortizzatore, e viene detto 'resistivo';

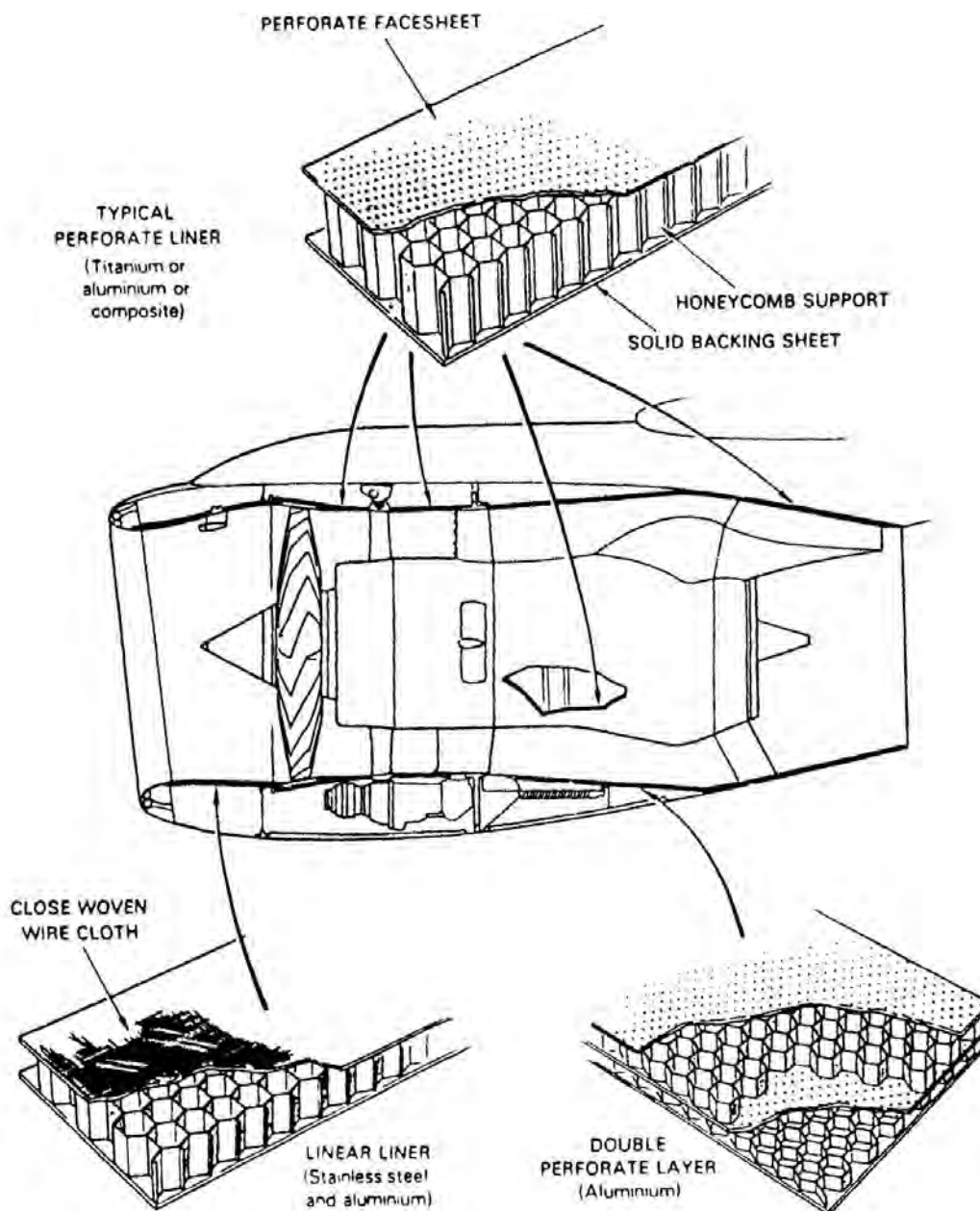



Figure 6.24: Tipi di *liners* acustici, da [4].

2. un'onda incidente può essere cancellata da quella riflessa se la spaziatura tra la parete del condotto ed il lamierino perforato è pari ad un quarto della lunghezza d'onda del suono, in modo che la distanza complessivamente percorsa, tra ingresso nel *liner* ed uscita, sia pari alla metà di una lunghezza d'onda, per cui l'onda riflessa uscente risulta in opposizione di fase rispetto a quella entrante, con conseguente cancellazione (meccanismo 'reattivo'). La profondità d della

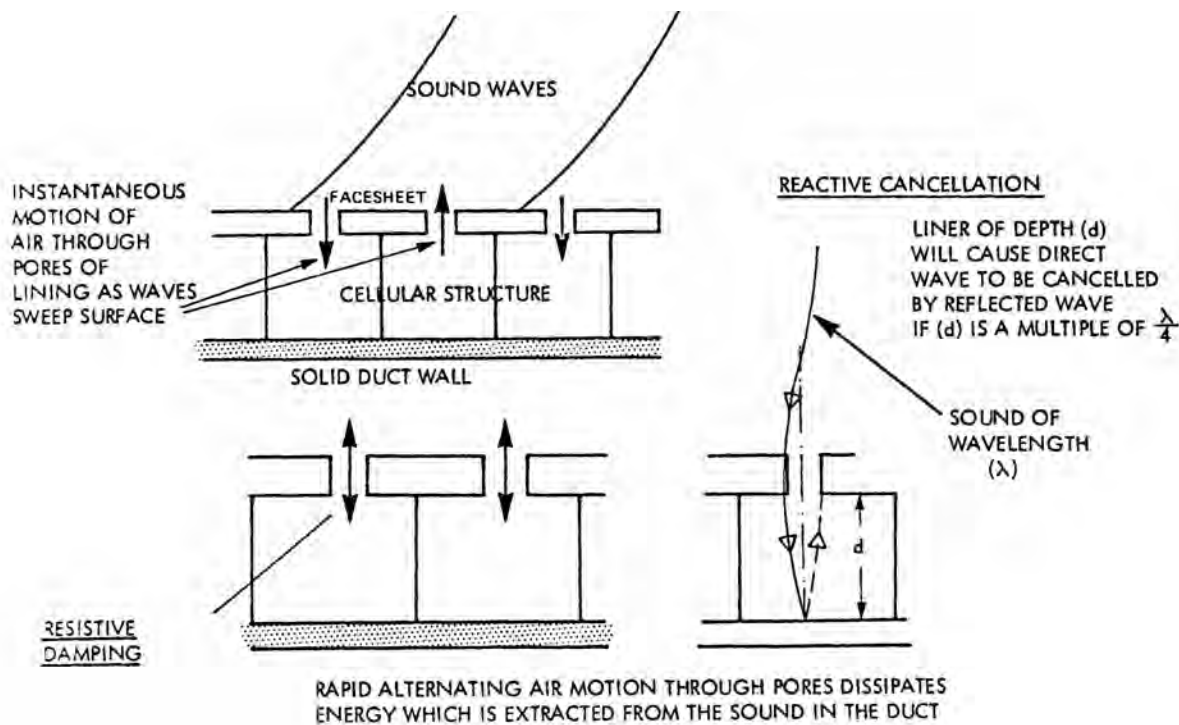



Figure 6.25: Meccanismi di assorbimento del rumore da parte di un *liner* acustico: a sinistra meccanismo resistivo, a destra meccanismo reattivo, da [4].

struttura a nido d'ape va quindi scelta attentamente per cercare di smorzare le frequenze (o equivalentemente, le lunghezze d'onda) di maggior interesse nei diversi componenti del motore.

L'attenuazione che si riesce a conseguire è notevole, circa 5 dB nei condotti della presa d'aria (dai quali esce il rumore del fan e del compressore), e più di 10 dB nei condotti di scarico. Naturalmente i *liners* assorbenti comportano anche problemi: un aumento di peso (ma questo può essere contenuto cercando di utilizzare la struttura a nido d'ape per irrobustire la gondola del motore); la possibilità che acqua (per esempio piovana) resti intrappolata nella struttura a nido d'ape, e quindi congeli ad alta quota nei condotti della presa d'aria, aumentando di volume e quindi danneggiando il *liner* acustico; poi l'analoga possibilità che olio e/o combustibile restino intrappolati nei *liners* acustici dei condotti di scarico del flusso caldo, dove l'alta temperatura può dare luogo ad incendi. Devono poi poter resistere a temperature molto basse (quelli della presa d'aria) o relativamente alte (quelli applicati sui condotti del flusso caldo, che pertanto devono essere realizzati in acciaio o titanio).

La fig. 6.26 mostra come il rumore viene attenuato, per effetto in particolare di successive riflessioni sulle pareti dei condotti secondari (ossia del flusso freddo), in corrispondenza a ciascuna

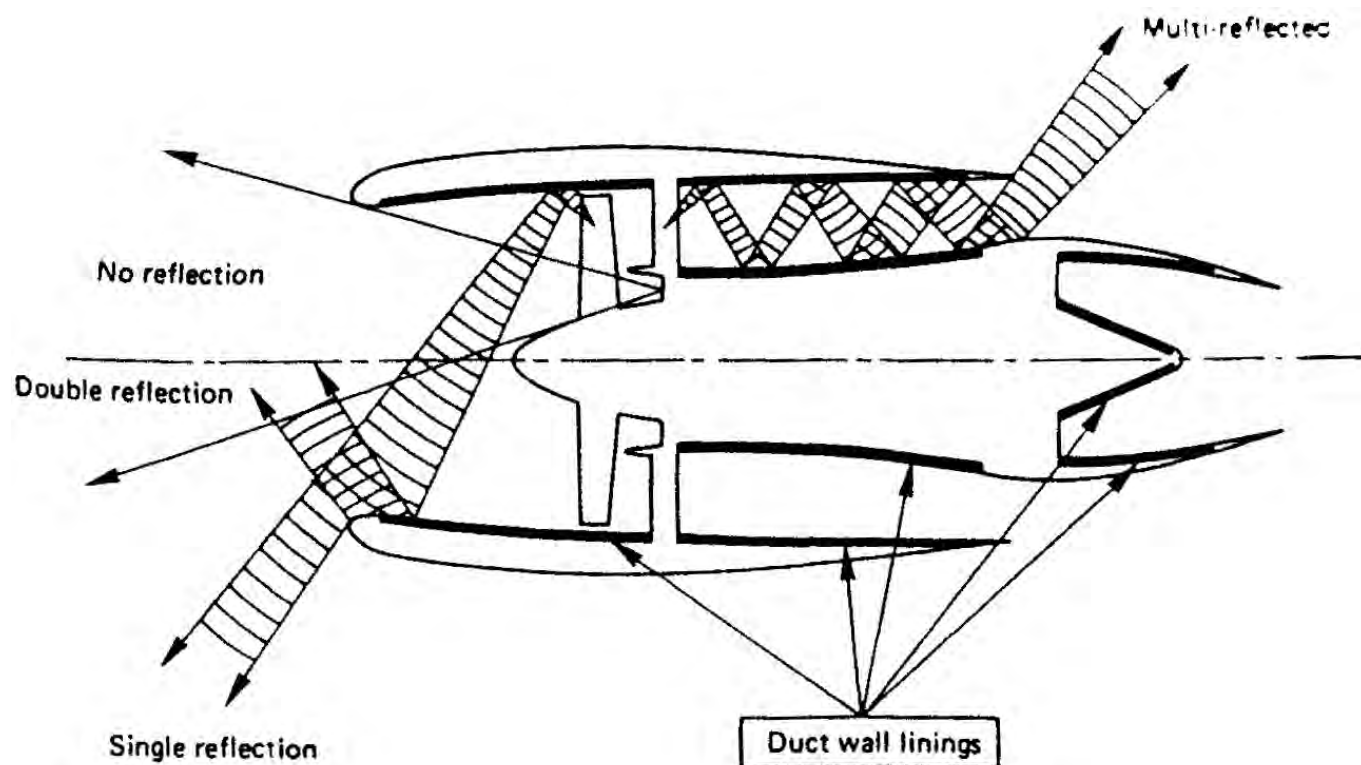



Figure 6.26: Opportunità di riduzione del rumore da parte di *liners* acustici, da [4].

delle quali si ha un assorbimento da parte del *liner*. Conviene quindi utilizzare condotti a rapporto lunghezza/diametro elevato, per avere numerose riflessioni sulle pareti, vedi anche figg. 6.15 e 6.27.

La fig. 6.24 mostra alcune tipologie di *liners* acustici. Quelli destinati a rivestire la presa d'aria possono essere realizzati in alluminio, mentre quelli dei condotti caldi devono essere in acciaio (pesante) o titanio (più leggero). Si può anche adottare un doppio strato, vedi fig. 6.24 in basso a destra, con due differenti altezze delle strutture a nido d'ape, per poter smorzare efficacemente per effetto reattivo due frequenze tipiche anziché una sola.

La fig. 6.27 riassume gli accorgimenti che si possono adottare per controllare il rumore emesso da un motore turbofan.

6.2.7 Rumore dalle eliche

Consideriamo ora il rumore emesso da velivoli propulsi da eliche. Questo rumore consta prevalentemente di una componente a toni discreti, legata al passaggio delle pale, pur essendoci anche una

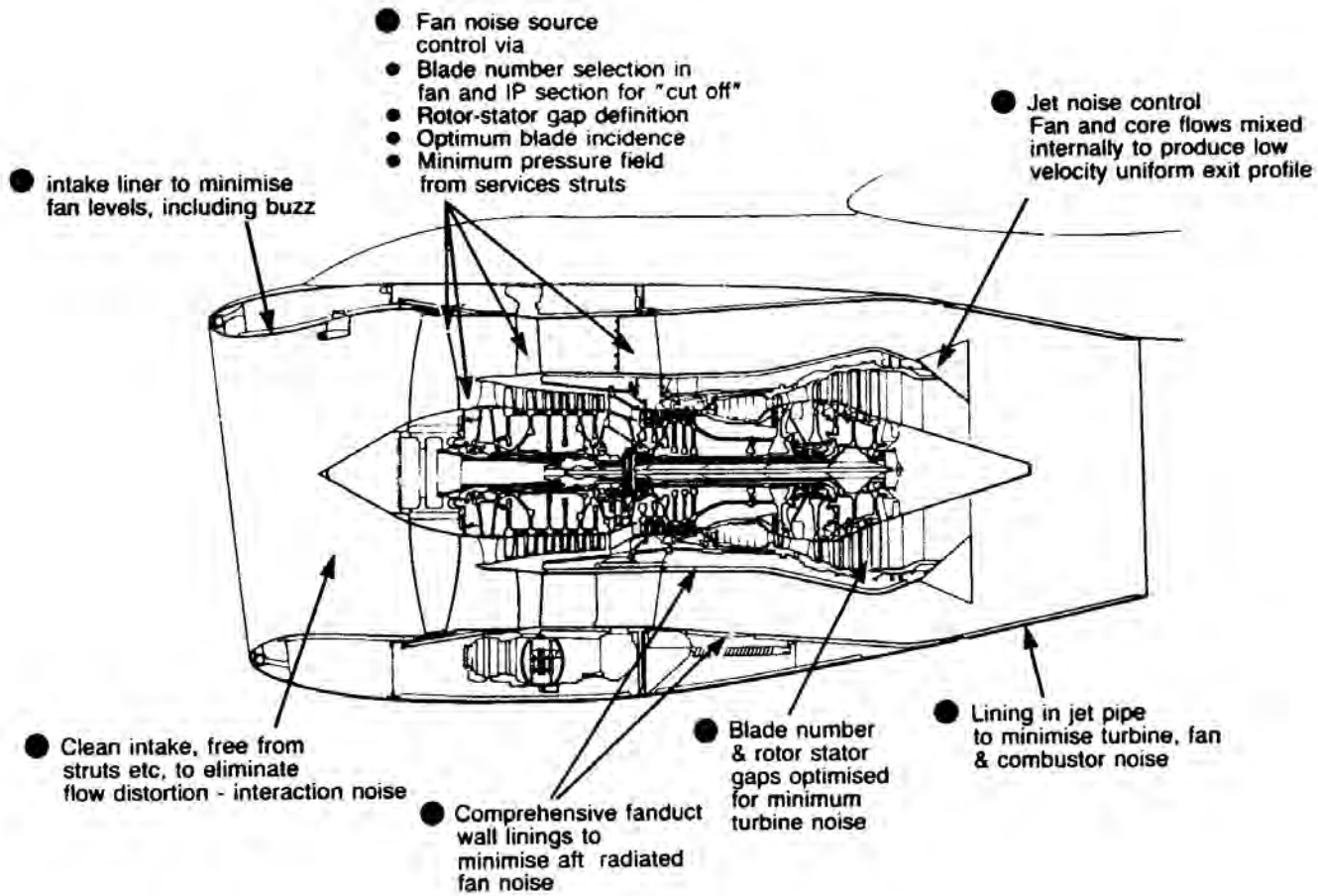



Figure 6.27: Accorgimenti per il controllo del rumore del turbofan, da [4].

componente a larga banda, legata come sempre a fenomeni turbolenti. Il rumore diventa intenso quando il numero di Mach all'estremità delle pale, M_{tip}, si avvicina all'unità. Il valore di M_{tip} deriva dalla composizione della velocità di avanzamento dell'aereo (in moto con numero di Mach di volo M_0) con la velocità tangenziale dovuta alla rotazione dell'elica:

$$M_{tip} = \left[M_0^2 + \left(\frac{\omega \, D_{elica}}{2 \, a_0} \right)^2 \right]^{1/2} \tag{6.9}$$

essendo D_{elica} il diametro dell'elica e ω la sua velocità angolare di rotazione, e a_0 la velocità del

suono nel mezzo, e risulta perciò massimo ad alto M_0, cioè in condizioni di volo di crociera (anziché al decollo come accade per i motori a getto). Questo porta anche ad un rumore in cabina elevato durante la fase di crociera, fattore che contribuisce a far preferire i turbofan per voli a lungo raggio (un rumore elevato in cabina può essere sopportato solo per un volo di durata limitata; inoltre, il turbofan consente velocità di volo più elevate, quindi importanti risparmi di tempo su tratte lunghe, nonché maggiore produttività in termini di passeggeri–km trasportati). Il rumore è particolarmente intenso nel piano delle eliche, per cui nella corrispondente sezione della fusoliera si preferisce disporre locali di stivaggio o bagni (questo anche per evitare danni ai passeggeri nel caso che ghiaccio formatosi sulle pale o oggetti da esse intercettati nel loro moto, scaraventati sulla fusoliera, possano ferire i passeggeri). Per ridurre il rumore emesso dalle eliche, occorrerebbe in linea di principio cercare di contenere il numero di Mach all'estremità delle pale (ma questo vorrebbe dire ridurre la velocità di volo, la velocità di rotazione dell'elica, e la lunghezza delle pale, alternative poco appetibili), oppure si può tentare di ridurre il disturbo da rumore spostandolo su frequenze più alte aumentando il numero delle pale (frequenze più alte sono meno avvertite dall'orecchio umano, e sono meglio attenuate dall'atmosfera, vedi par. 5.3,5.4). Per coppie di eliche controrotanti si possono ancora applicare gli accorgimenti considerati per le turbomacchine, in particolare giocare sulla spaziatura tra le due eliche (aumentandola), ed utilizzare un numero di pale diverso per le due schiere (in particolare, numeri primi fra loro). Ricapitolando, il problema delle eliche è principalmente il rumore percepito in cabina in crociera, anziché quello avvertito a terra in fase di decollo e atterraggio.

I motori propfan, o *open rotor*, vedi fig. 6.28, adottano una particolare elica che mantiene un rendimento elevato anche a valori del numero di Mach relativamente alti, grazie a pale che nella parte terminale, anziché essere diritte, sono incurvate in modo simile ad un'ala a freccia, vedi fig. 6.29. L'alto valore del numero di Mach di volo comporta però un numero di Mach all'estremità delle pale elevato per la (6.9), con conseguente forte emissione di rumore. Per contenere il disturbo arrecato ai passeggeri, è opportuno installare i motori in coda, preferibilmente con eliche spingenti, in modo da allontanare quanto più possibile la fonte di rumore dalla cabina, vedi fig. 6.30.

Grazie al miglior rendimento propulsivo del propfan rispetto al turbofan, si potrebbe ottenere una riduzione del consumo di combustibile di circa il 30% rispetto a quest'ultimo [158], ottenuto tuttavia a prezzo di una velocità di crociera un poco più bassa, con conseguenze sulla redditività dell'aereo (essendo i tempi di volo più lunghi, l'aereo potrà effettuare un numero minore di voli in un dato in dato periodo di tempo, con minore ritorno economico). Si potrebbe poi avere un aumento della massa dell'aereo per la necessità di adottare maggiori spessori di materiale fonoassorbente. Il problema di fondo del propfan rimane comunque quello del forte rumore percepito a terra.

L'opzione tra eliche traenti o spingenti, vedi fig. 6.31, nel caso più generale (ossia non limitatamente ai propfan), deve tenere conto ovviamente dei vantaggi e svantaggi delle due configurazioni. Un'elica

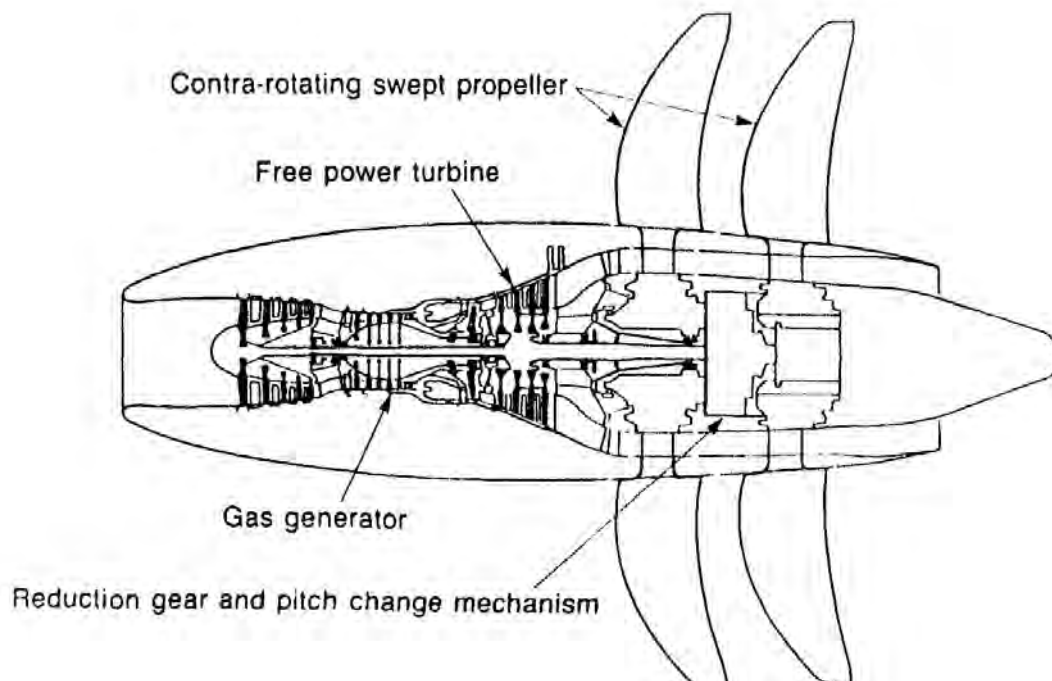



Figure 6.28: Propfan ad eliche controrotanti spingenti, da [4].

spingente agisce sull'aria già resa turbolenta nel suo passaggio sull'ala, il che porta ad un minore rendimento dell'elica, e ad un più intenso rumore generato. Per contro, il flusso sull'ala generato da un'elica traente crea una resistenza aerodinamica addizionale. Nel caso particolare del Convair B–36 (propulso da eliche spingenti) si verificarono frequentemente inconvenienti dovuti al fatto che il motore era stato originariamente progettato nella previsione di adottare eliche traenti. L'aria che affluiva al carburatore – posto all'estremità del motore opposta all'elica, nell'ipotesi originaria, sarebbe stata in qualche misura riscaldata per aver fluito attorno alla gondola del motore, calda. Adottata invece la configurazione spingente, il carburatore si è trovato ad essere investito da aria a temperatura ambiente (quindi fredda, in quota), con la conseguenza che l'umidità atmosferica congelava, ostruendo parzialmente l'afflusso d'aria al carburatore stesso. La miscela che affluiva ai cilindri perciò conteneva meno aria di quanto previsto, presentava cioè un eccesso di combustibile che non poteva bruciare completamente. I fumi uscenti dal motore contenevano perciò combustibile incombusto, che prendeva facilmente fuoco a causa delle ancora alte temperature in uscita[43].

[43]I motori a combustione interna sono attualmente usati principalmente per aviazione generale. Tali motori derivano da progetti sviluppati negli anni '50 o '60 al più tardi, perché successivamente non c'è stato più stimolo allo sviluppo di nuovi motori, causa il grande successo delle turbine a gas. Le versioni di base di tali motori sono quindi ancora alimentate a carburatore, per quanto esista qualche versione avanzata con alimentazione ad iniezione; tutti i motori per impiego aeronautico impiegano poi benzina contenente tetraetilato di piombo come antidetonante, oggi bandito

Figure 6.29: Elica di un propfan, da [157].

In aerei multimotore, si adotta generalmente la sincronizzazione delle eliche per fare in modo che tutte ruotino alla stessa velocità; questo comporta controllare opportunamente le portate di combustibile ai vari motori. L'effetto di eliche che girano a diversa velocità è infatti la generazione di battimenti. Se infatti assimiliamo il rumore prodotto da due eliche a segnali sinusoidali di frequenza f_1 e f_2, il rumore risultante sarà un'onda la cui ampiezza varia nel tempo con una frequenza pari alla differenza $\mid f_1 - f_2 \mid$, quindi piuttosto bassa, tale da generare vibrazioni e disturbo ai passeggeri. Inoltre, sempre per diminuire il rumore emesso, le eliche devono girare in fase fra di loro, vedi fig. 6.32, in modo da limitare il numero dei segnali rumore emessi quando la pala passa davanti l'ala.

6.2.8 Rumore dal velivolo

Il rumore emesso dal velivolo diventa significativo in fase di atterraggio, quando quello emesso dal motore è meno importante. Esso è dovuto allo strato limite turbolento che si forma su tutta la

per le autovetture in quanto induce avvelenamento da piombo.

Figure 6.30: Aereo sperimentale con motore propfan ubicato in coda, da [156].

struttura dell'aereo, alle discontinuità che si manifestano nella geometria della superficie dell'ala quando gli ipersostentatori sono estratti, ai carrelli di atterraggio, nonché ai vortici che si formano in corrispondenza ai bordi d'uscita di ali, impennaggi e fusoliera. Per limitarlo, si possono applicare tecniche che tendono a far rimanere lo strato limite in regime laminare su una frazione quanto più possibile estesa della superficie dell'aereo, sia mediante un opportuno disegno aerodinamico, sia mediante aspirazione dello strato limite attraverso materiali porosi. Queste tecniche sono particolarmente interessanti perché riducono anche la resistenza aerodinamica offerta dal velivolo. Sono anche stati studiati carrelli carenati, opportunamente disegnati per limitare il rumore emesso (il carrello è un'importante fonte di rumore), ma questi presentano lo svantaggio di un significativo aumento di peso.

6.2.9 Rumore in cabina

Abbiamo fin qui considerato il rumore avvertito a terra, ma ha ovviamente importanza limitare anche il rumore avvertito dai passeggeri in cabina. Esso è principalmente dovuto allo strato limite turbolento sulla fusoliera. L'intensità del rumore emesso cresce con la velocità di volo dell'aereo secondo un esponente compreso tra 5 e 6; tuttavia, esso decresce con la quota per via di una dipendenza quadratica dalla pressione, per cui il massimo rumore in cabina si ha nella fase di decollo (anche per effetto

Figure 6.31: Configurazione con eliche traenti (Boeing B–29, in alto), e spingenti (Convair B–36, in basso), da [159, 160].

dei motori, che in questa fase vengono spinti al massimo). A questa fonte di rumore va aggiunto quello, spesso non indifferente, proveniente dall'impianto di condizionamento e pressurizzazione, e naturalmente quello dei motori. Lo strato limite turbolento si ispessisce avanzando dalla prua lungo la fusoliera, per cui i posti più rumorosi sono quelli in coda (e infatti la prima classe è sempre ubicata

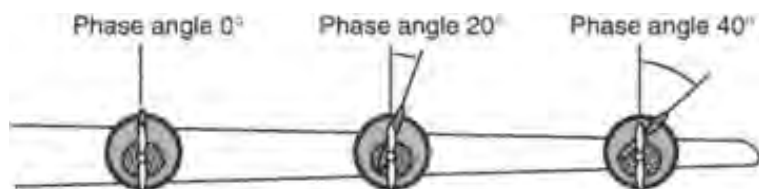



Figure 6.32: *Synchrophasing* delle eliche, da [161].

vicino alla prua). Per limitare il rumore in cabina si usano materiali insonorizzanti (i quali tuttavia comportano un aumento di peso). Il rumore proveniente dai motori, nelle configurazioni con i motori disposti sotto l'ala, è parzialmente schermato da quest'ultima; tuttavia, la disposizione sotto l'ala provoca anche una riflessione verso il basso di quella parte del rumore dall'ugello che andrebbe altrimenti indirizzata verso l'alto, con conseguente più intenso rumore percepito a terra.

Capitolo 7
Emissioni da aerei supersonici

Gli aviogetti supersonici per trasporto civile, proposti o realizzati (questo secondo gruppo comprende come unici rappresentanti il Concorde ed il TU–144, peraltro entrambi ritirati dal servizio), possono essere classificati in due categorie. Gli SST (*SuperSonic Transport*) prevedono numeri di Mach di volo non superiori a circa 3; questo consente l'utilizzo di propulsori turbogetto (eventualmente con postbruciatore), ed in particolare per numeri di Mach inferiori a circa 2,4, di leghe in alluminio (vedi oltre). Gli HSCT (*HyperSonic Civil Transport*) ipotizzano invece velocità di volo nel campo ipersonico (indicativamente corrispondenti a valori del numero di Mach di volo di almeno 5); per la propulsione occorrerebbe quindi ricorrere ad autoreattori, con tutti i problemi che questi comportano (in particolare, essi non danno spinta a punto fisso, per cui bisognerebbe adottare motori ausiliari, o motori a ciclo variabile), ed inoltre a causa del forte riscaldamento aerodinamico, oltre ad esigere leghe speciali resistenti alle alte temperature, sarebbe necessario ricorrere ad un sistema di raffreddamento attivo della fusoliera e delle ali. In queste note ci limitiamo a considerare gli SST.

Gli SST danno luogo ad un impatto ambientale particolarmente alto per diversi motivi:

1. essi presentano un consumo per passeggero–km più elevato degli aerei subsonici, e quindi producono maggiori emissioni di contaminanti ed inquinanti;

2. la loro elevata quota di volo li porta ad operare là dove la concentrazione di ozono stratosferico è prossima al massimo, per cui l'effetto delle loro emissioni di NO_x risulta amplificato;

3. essi danno poi luogo a forti emissioni di rumore, per due motivi:

   3a. per poter generare spinta positiva ad elevata velocità di volo V_0, i motori devono produrre un getto a velocità u_e molto elevata, e questo produce, in virtù della dipendenza del rumore del getto da u_e esaminata nel par. 6.2.3, una rumorosità intensissima;

   3b. il passaggio a terra dell'onda d'urto generata dal volo supersonico.

7.1 Consumo degli aerei supersonici

L'autonomia s di un aereo è data dalla formula di Breguet (pur con qualche ipotesi semplificativa, in particolare volo a velocità costante lungo l'intera tratta), vedi [19] par. 3.5:

$$s = \frac{Q_f}{g} \eta_o \frac{L}{D} \log \frac{m_{TO}}{m_L} \qquad (7.1)$$

dove Q_f è il potere calorifico inferiore del combustibile, g è l'accelerazione di gravità terrestre, η_o è il rendimento globale del propulsore, L/D è l'efficienza aerodinamica del motovelivolo, e con m_{TO} e m_L indichiamo la massa al decollo ed all'atterraggio. Da questa si ricava che la massa di combustibile m_f necessaria a conseguire una data autonomia deve rappresentare una frazione della massa al decollo data da

$$\frac{m_f}{m_{TO}} = \frac{m_{TO} - m_L}{m_{TO}} = 1 - \exp\left(-\frac{s\,g}{\eta_o \frac{L}{D} Q_f}\right) \qquad (7.2)$$

Si può facilmente verificare (ed è d'altronde intuitivo) che questa frazione risulta essere una funzione decrescente del prodotto $\eta_o\, L/D$ tra rendimento globale del propulsore ed efficienza aerodinamica. Dobbiamo quindi valutare come variano queste due componenti al variare del numero di Mach di volo M_0 di progetto, vedi fig. 7.1.

Il rendimento globale di un motore aeronautico risulta in genere una funzione crescente di M_0 (almeno fin quando u_e si mantiene sostanzialmente superiore a V_0), ma al passaggio attraverso il muro del suono i valori dell'efficienza aerodinamica tipicamente dimezzano (passando per esempio da circa 20 a circa 10). Ne segue che la curva del prodotto $\eta_o\, L/D$ presenta un massimo per valori di M_0 all'incirca corrispondenti a quelli tipici degli aviogetti subsonici attuali ($M_0 \sim 0,8$) per poi diminuire nettamente fino ad un valore del numero di Mach di volo di circa 1,2, e quindi riprendere a crescere lentamente. Per poter conseguire valori di tale prodotto comparabili a quelli tipici degli aviogetti subsonici, occorrerebbe considerare numeri di Mach di volo pari ad almeno 3. Ne segue che:

- se si opta per un numero di Mach di volo di crociera inferiore a 3, l'aereo presenta un valore del prodotto $\eta_o\, L/D$ inferiore a quello di un aviogetto subsonico, con conseguente maggiore

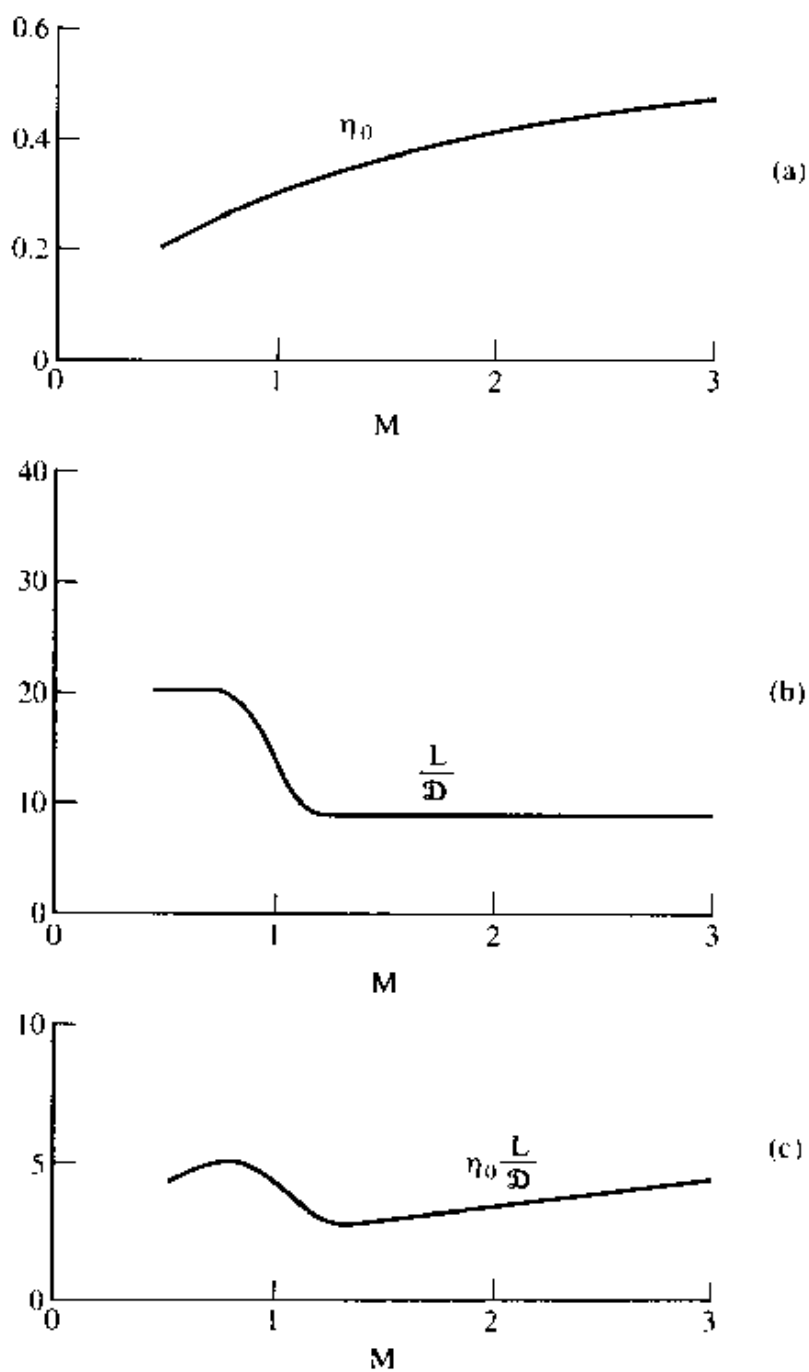



Figure 7.1: Andamento tipico del rendimento globale del motore, dell'efficienza aerodinamica, e del loro prodotto in funzione del numero di Mach di volo, da [162].

rapporto m_f/m_{TO} tra massa di combustibile e massa al decollo (7.2), quindi maggior consumo e minore carico utile, ossia in particolare maggior consumo per passeggero–km. Ne seguono in primo luogo maggiori costi operativi, e poi maggiori emissioni di contaminanti (CO_2 ed H_2O, le cui emissioni sono ovviamente proporzionali alla massa di combustibile bruciato) e di inquinanti (a parità di indice di emissione, ossia grammi di inquinante emessi per kg di combustibile bruciato, per esempio $EINO_x$, EICO, EIUHC);

- se invece si opta per un numero di Mach di crociera uguale o superiore a 3, la frazione di combustibile (7.2) risulta più o meno comparabile con quella di un aereo subsonico, il che farebbe pensare alla possibilità di conseguire simili costi operativi. Tuttavia, oltre un numero di Mach di volo di circa 2,4, il riscaldamento aerodinamico risulta tale da precludere l'impiego di leghe di alluminio, con conseguente necessità di adottare strutture in acciaio o in titanio, comunque più pesanti delle leghe in alluminio (il titanio risulta più leggero dell'acciaio, ma sempre più pesante dell'alluminio, ed è comunque più costoso). L'aumentata massa della struttura comporta una riduzione del carico utile (cioè del numero di passeggeri trasportati), con la conseguenza che ancora il consumo per passeggero–km è superiore a quello di un aviogetto subsonico. Inoltre, l'elevato numero di Mach di volo enfatizza problemi che si pongono comunque per tutti gli aerei supersonici. In particolare, una configurazione aerodinamica stabile nel volo ad alto numero di Mach risulta poco manovrabile alle basse velocità, e viceversa. Una soluzione per superare questa contraddizione sarebbe quella di adottare un'ala a geometria variabile, con angolo di freccia moderato a bassi M_0, ed elevato in condizioni di volo di crociera, tuttavia essa richiederebbe una struttura pesante, con ulteriore riduzione del carico utile (e quindi ulteriore aumento del consumo per passeggero–km).

7.2 Effetto sullo strato d'ozono stratosferico

Le emissioni di NO_x degli aviogetti supersonici hanno un effetto particolarmente nocivo sullo strato di ozono stratosferico, a causa della più alta quota di volo di tali aviogetti, in confronto a quelli subsonici. Questa risulta dalle considerazioni esposte nel par. 2.3.3, vedi ad esempio la fig. 2.31, relativa tuttavia ad un aereo subsonico. Un procedimento simile (per quanto complicato da ulteriori componenti di resistenza aerodinamica) applicato ad un aereo supersonico porterebbe a determinare una quota di volo ottimale più alta.

Questo porta un aereo supersonico ad operare ad una quota più prossima a quella alla quale si ha la massima concentrazione di ozono stratosferico, vedi fig. 2.43.

La fig. 7.2 indica l'impatto previsto di una ipotetica flotta di 500 SST, consumanti annualmente

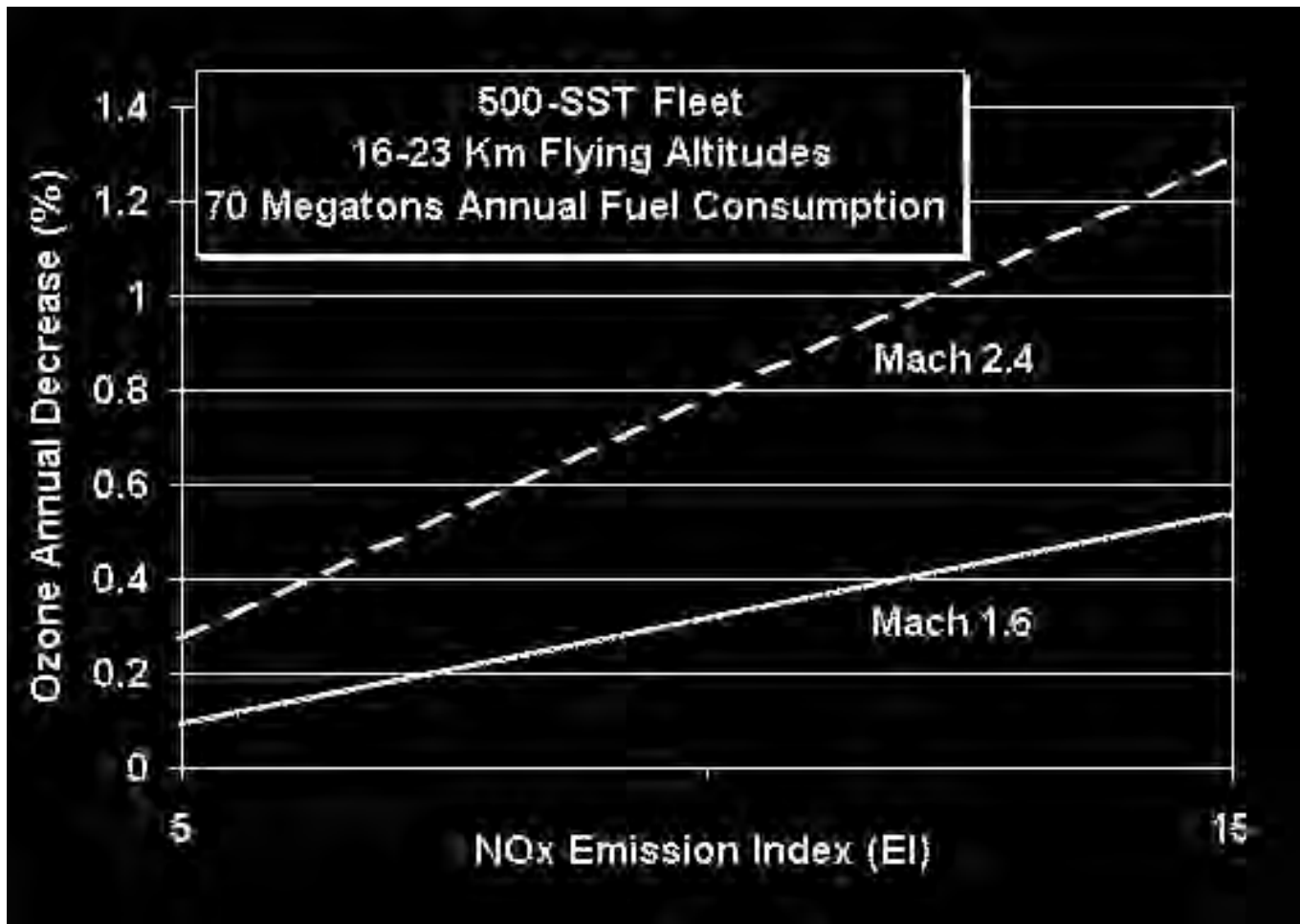



Figure 7.2: Effetto sulla concentrazione di ozono di una ipotetica flotta di SST, da [163].

70 milioni di tonnellate di combustibile, sulla diminuzione percentuale annua della concentrazione di ozono stratosferico, in funzione del valore ipotizzato per l'indice di emissione di NO_x (in condizioni di volo ad alta quota, cioè di crociera). Si considerano due opzioni: 1) aerei progettati per volare a M_0 = 1,6 alla quota di 16 km, 2) aerei progettati per volare a M_0 = 2,4 alla quota di 23 km. Chiaramente la seconda opzione comporta un maggiore impatto sullo strato d'ozono, il che potrebbe far pensare preferibile la prima soluzione, la quale tuttavia, per quanto detto nel par. 7.1, comporta un maggior consumo per passeggero–km, quindi maggiori costi operativi e maggiori emissioni di inquinanti e contaminanti.

7.3 Emissioni di rumore da SST

Abbiamo osservato che la rumorosità degli SST è dovuta a due diversi fattori, che esaminiamo nel seguito.

7.3.1 Rumore del getto degli SST

Dall'espressione della spinta di un turbogetto (semplice) operante in condizioni prossime a quella di adattamento

$$F \simeq \dot{m}_a (u_e - V_0) \tag{7.3}$$

si vede che per volare ad alte velocità supersoniche risulta necessario produrre velocità di uscita del getto u_e senz'altro molto più elevate di quelle che si hanno in un turbofan subsonico. Questa circostanza è esaltata dal fatto che per volo a velocità sostanzialmente supersoniche non è possibile ricorrere ad una soluzione turbofan[44] (che come noto comporta una ridotta velocità del getto), in particolare a causa delle elevate perdite nella presa d'aria; per M_0 molto elevato diventa poi necessario ricorrere al postbruciatore, che garantisce velocità di uscita molto più elevate. Questa situazione, per quanto visto nel par. 6.2.3, comporta emissioni di rumore molto elevate per via della dipendenza dall'ottava potenza della velocità del getto. Essa potrebbe essere contrastata adottando motori a ciclo variabile, che potessero cioè operare come turbofan al decollo ed all'atterraggio, e come turbogetti semplici (eventualmente con postbruciatore) in quota; questa soluzione comporterebbe tuttavia difficoltà meccaniche notevolissime, ed evidentemente anche un incremento di peso del motore.

7.3.2 Rumore dal *bang* sonico

Un'altra importante fonte di rumore dei velivoli supersonici è dovuta al cosidetto *bang* (o *boom*) sonico, dovuto al passaggio dell'onda d'urto generata dal velivolo sul terreno sottostante. La corrispondente perturbazione di pressione al suolo ha in realtà un'ampiezza minima (per esempio circa 105 Pa nel caso del Concorde, l'equivalente della differenza di pressione che si sperimenta salendo di 8,6 m), ma la rapidità con la quale avviene il salto di pressione la rende particolarmente fastidiosa (vedi oltre). Poiché il salto di pressione attraverso un'onda d'urto risulta [164]

[44] Alcuni aerei supersonici adottano turbofan con un basso rapporto di *by–pass*, ma solo per velocità di volo lievemente supersoniche, p. es. il bombardiere Rockwell B–1, caratterizzato da un numero di Mach di volo massimo intorno a 1,25.

$$\Delta p \; \propto \; M_0^2 \, - \, 1 \tag{7.4}$$

per limitare l'intensità dell'urto si potrebbe limitare il numero di Mach di volo a valori moderatamente supersonici, per esempio intorno a 1.5, ma in queste condizioni l'economia del velivolo risulta insoddisfacente se confrontata con quella di un aereo subsonico, vedi par. 7.1.

Equazione d'onda (al second'ordine)

Nel par. 5.2 abbiamo ricavato l'equazione d'onda sotto l'ipotesi di perturbazione di ampiezza infinitesima. Se però la perturbazione non è infinitesima, come nel caso del passaggio di un'onda d'urto, occorre adottare (almeno) un'approssimazione al second'ordine, e ritenere quindi un ulteriore termine dell'espansione (5.11) in serie di Taylor di $p \, - \, p_0$, scrivendo

$$p \, - \, p_0 \; = \; \gamma \, p_0 \, s \, \left[1 \, + \, \frac{\gamma \, - \, 1}{2} \, s \right] \; = \; \rho_0 \, a_0^2 \, s \, \left[1 \, + \, \frac{\gamma \, - \, 1}{2} \, s \right] \tag{7.5}$$

Similmente, nell'equazione di conservazione della massa (5.7) non si potrà trascurare il termine $s \, \partial\xi/\partial x$, per cui si deve porla nella forma (esatta) derivante dalla (5.7)

$$s \; = \; - \, (1 \, + s) \, \frac{\partial \xi}{\partial x} \tag{7.6}$$

Si arriva quindi ad un'espressione per $p \, - \, p_0$

$$p \, - \, p_0 \; = \; - \, \rho_0 \, a_0^2 \, \frac{\partial \xi}{\partial x} (1 \, + \, s) \, \left[1 \, + \, \frac{\gamma \, - \, 1}{2} s \right] \; =$$

$$= \; - \, \rho_0 \, a_0^2 \, \frac{\partial \xi}{\partial x} \left[1 \, + \, s \, + \, \frac{\gamma \, - \, 1}{2} s \, + \, \frac{\gamma \, - \, 1}{2} s^2 \right] \tag{7.7}$$

della quale riteniamo questa volta i termini fino al second'ordine:

$$p - p_0 = -\rho_0 \, a_0^2 \, \frac{\partial \xi}{\partial x} \left[1 + \frac{\gamma + 1}{2} s \right] \tag{7.8}$$

L'eq. per la quantità di moto (5.15) si scrive

$$\rho_0 \, \frac{\partial^2 \xi}{\partial t^2} = - \frac{\partial (p - p_0)}{\partial x} = \rho_0 \, a_0^2 \, \frac{\partial^2 \xi}{\partial x^2} \left(1 + \frac{\gamma + 1}{2} s \right) + \rho_0 \, a_0^2 \, \frac{\gamma + 1}{2} \, \frac{\partial \xi}{\partial x} \, \frac{\partial s}{\partial x} \tag{7.9}$$

Si noti che a secondo membro, oltre al termine già trovato nello sviluppo al prim'ordine, compaiono ora altri due termini $\rho_0 \, a_0^2 \, [(\gamma + 1)/2] \, s \, \partial^2 \xi / \partial x^2$, e $\rho_0 \, a_0^2 \, [(\gamma + 1)/2] \, \partial \xi / \partial x \, \partial s / \partial x$, che vanno pertanto intesi come *correzioni* del termine al prim'ordine. Vogliamo in particolare esprimere le derivate che compaiono nel secondo di essi: per esse faremo ricorso ad espressioni valide al prim'ordine, in quanto, essendo applicate appunto ad un termine correttivo, preservano globalmente l'accuratezza al second'ordine. Esprimiamo pertanto dalla (5.9)

$$\frac{\partial \xi}{\partial x} = - s \tag{7.10}$$

ed ancora dalla (5.9), derivando ulteriormente

$$\frac{\partial s}{\partial x} = - \frac{\partial^2 \xi}{\partial x^2} \tag{7.11}$$

per cui

$$\frac{\partial \xi}{\partial x} \, \frac{\partial s}{\partial x} = s \, \frac{\partial^2 \xi}{\partial x^2} \tag{7.12}$$

L'equazione d'onda assume quindi al second'ordine la forma

$$\frac{\partial^2 \xi}{\partial t^2} = a_0^2 \left[1 + (\gamma + 1)\, s\right] \frac{\partial^2 \xi}{\partial x^2} \tag{7.13}$$

che corrisponde ad un'onda che si propaga con velocità

$$a = a_0 \sqrt{1 + (\gamma + 1)\, s} \tag{7.14}$$

dalla quale si evince che, per perturbazioni di ampiezza finita, i picchi positivi di pressione ($s > 0$) viaggiano con una velocità superiore a quella con la quale viaggiano i picchi negativi ($s < 0$).

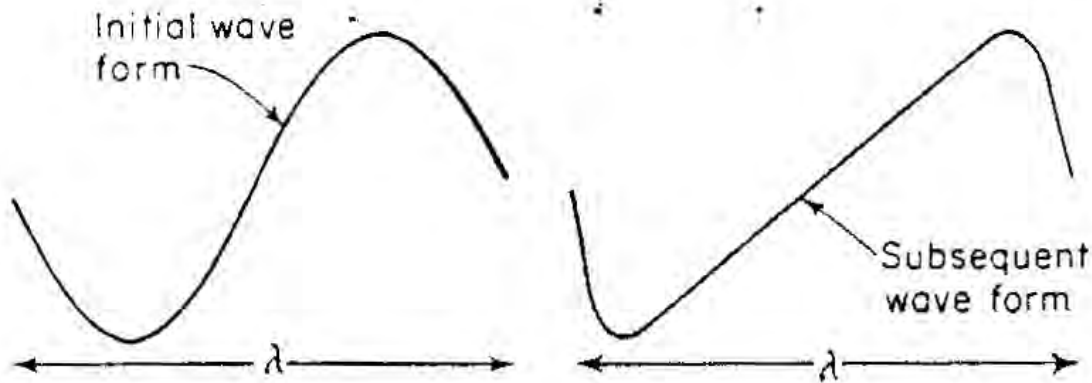



Figure 7.3: Deformazione della forma d'onda, da [141].

L'effetto conseguente è che un'onda sinusoidale di ampiezza finita (che in fig. 7.3 si propaga verso destra) tende ad evolvere in un'onda cosidetta 'ad N'.

Le onde d'urto emesse da un'aereo supersonico (che in fig. 7.4 si propagano verso sinistra; si noti anche la presenza di un urto secondario generato dalla coda dell'aereo) tendono perciò a subire tale evoluzione, anche se la presenza di fenomeni dissipativi tende a smussare le asperità della forma d'onda. La forma ad N spiega il repentino aumento della pressione osservato al passaggio dell'onda d'urto generata da un aereo supersonico, citato sopra.

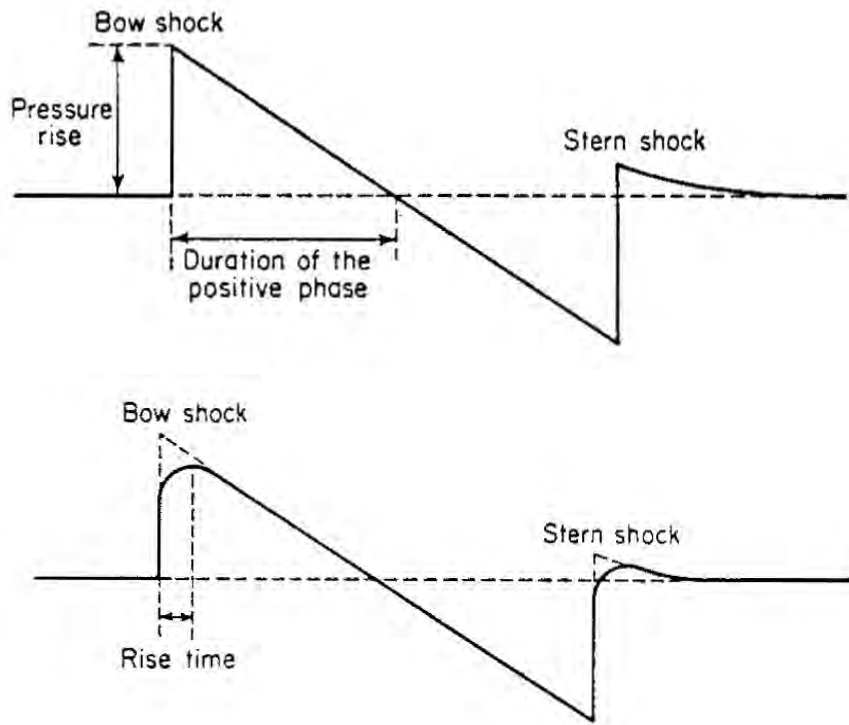



Figure 7.4: Onda ad N ideale (sopra) e reale (sotto), da [141].

Propagazione del fronte d'onda

Il fronte d'onda dovuto al passaggio dell'aereo si propaga ortogonalmente al cono di Mach, quindi il disturbo di pressione che origina dall'aereo interessa un cono (in atmosfera uniforme), o meglio una conoide, vedi fig. 7.5, per effetti di rifrazione in atmosfera a temperatura (e quindi velocità del suono) non uniforme. Se indichiamo con ϕ l'angolo tra uno di questi *raggi di bang* e l'orizzontale (che risulta quindi complementare all'angolo θ tra il raggio di *bang* e la normale alla superficie di separazione tra due strati a diversa velocità del suono, cioè la verticale), la legge di Snell, vedi (6.7), che scriviamo nella forma (essendo appunto ϕ complementare di θ)

$$\frac{\cos\phi_1}{a_1} = \frac{\cos\phi_2}{a_2} \tag{7.15}$$

dalla quale

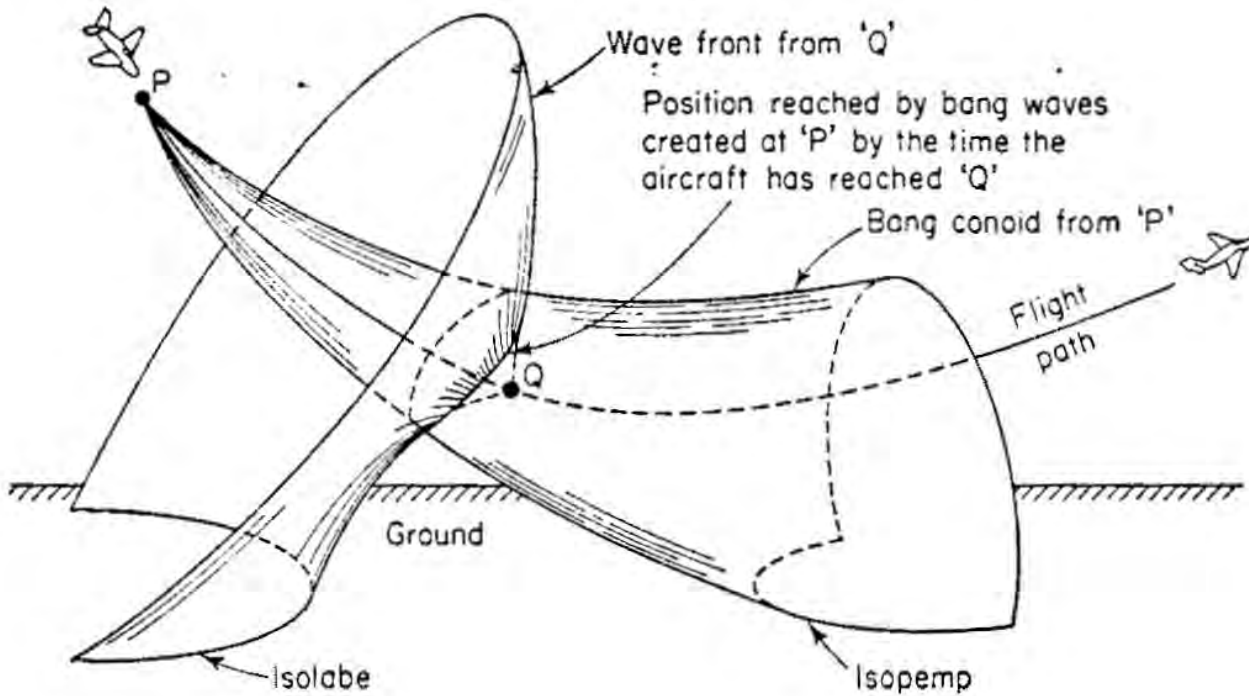



Figure 7.5: Fronte d'onda e conoide d'urto, da [141].

$$\cos\phi_2 \;=\; \frac{a_2}{a_1}\cos\phi_1 \tag{7.16}$$

consente di evincere che i raggi che si propagano verso il basso (valore di a crescente, almeno sotto gli 11000 m di quota) vengono deflessi in modo tale da far diminuire ϕ (poiché $\cos\phi$ aumenta), mentre quelli che propagano verso l'alto in modo da farlo aumentare.

Da quanto appena visto si deduce che la pendenza di un raggio che propaga verso il basso debba costantemente diminuire, fino eventualmente ad assumere pendenza nulla, dopodiché il raggio risale verso l'alto. La fig. 7.6 mostra il profilo risultante di diverse conoidi, in vicinanza del suolo. Nel caso (a) la conoide presenta un punto a tangente orizzontale, ed inoltre tocca il terreno esattamente in questo punto, per cui la traccia della zona di intersezione della conoide con il terreno (ovverosia l'area in cui si avverte il *bang*) si riduce ad un punto. Se però la conoide arriva a terra con tangente non orizzontale, si ha effettivamente un'area a terra estesa entro la quale si avverte il *bang*. Se l'aumento

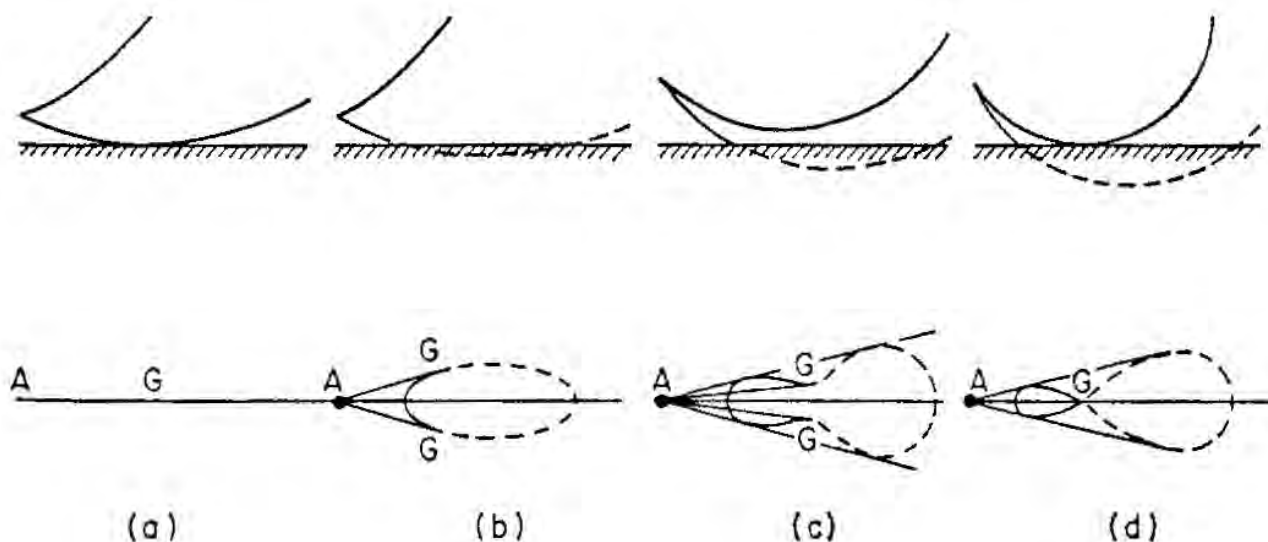



Figure 7.6: Interazione della conoide con il terreno, da [141].

del valore della velocità del suono continuasse anche sotto la superficie terrestre, il raggio potrebbe teoricamente incurvarsi (linee tratteggiate) fino a riemergere dal suolo, ma questo non avviene, se non altro perché il raggio viene fortemente smorzato entro il terreno.

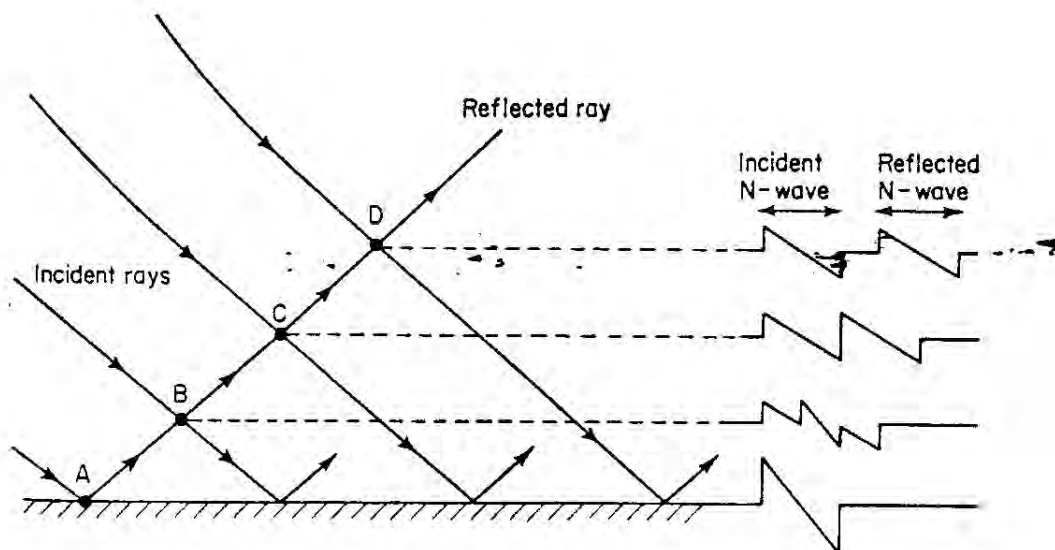



Figure 7.7: Effetti di riflessione sul terreno, da [141].

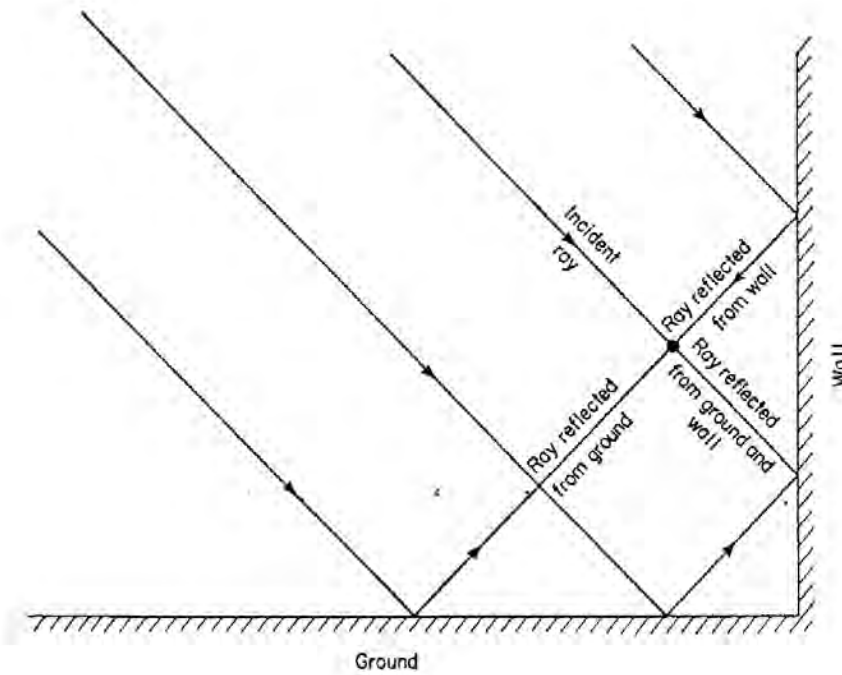



Figure 7.8: Effetti di riflessione su pareti verticali, da [141].

Un osservatore a terra avvertirà, oltre all'onda del *bang* incidente, anche l'onda del *bang* riflesso, che va quindi a raddoppiarne l'ampiezza. Similmente, un osservatore posto ad una certa distanza dalla superficie avverte, oltre al *bang* diretto, un bang *riflesso*, con un certo ritardo di fase, vedi fig. 7.7. Se poi l'osservatore si trova in prossimità di una parete verticale, vedi fig. 7.8, su di esso potranno convergere più *bang* riflessi, oltre a quello diretto, per cui l'intensità del rumore percepito risulta maggiore.

La pendenza ϕ_1 del raggio di *bang* emesso dal velivolo è come detto legata all'angolo μ che il cono di Mach forma con la direzione di volo, dato da

$$\sin \mu \;=\; \frac{1}{M_0} \tag{7.17}$$

. Essendo ϕ_1, per volo *orizzontale*, complementare di μ, si ha

$$\cos\phi_1 \;=\; \sin\mu \;=\; \frac{1}{M_0} \tag{7.18}$$

Se il volo è quindi orizzontale, per effetto della rifrazione l'angolo ϕ andrà come detto in genere diminuendo man mano che il raggio scende verso il basso, per la (7.16). La condizione per cui tale raggio (e quindi la conoide) assume tangente orizzontale prima di toccare il suolo (per cui il *bang* non viene avvertito a terra, se non in un singolo punto), è che l'angolo ϕ_2 sia nullo, quindi $\cos\phi_2 = 1$, dove per le (7.16,7.17)

$$\cos\phi_2 \;=\; \frac{a_2}{a_1}\,\frac{1}{M_0} \tag{7.19}$$

Possiamo riscrivere la (7.19) in forma più pregnante sostituendo all'indice 1 l'indice 0 (per sottolineare che ci si riferisce alle condizioni di volo), ed all'indice 2 l'indice S/L (per indicare che ci si riferisce alle condizioni al livello del suolo, o meglio del mare), ottenendo

$$\cos\phi_2 \;=\; \frac{a_{S/L}}{a_0}\,\frac{1}{M_0} \tag{7.20}$$

Per avere quindi tangente orizzontale ($\phi_2 = 0$, $\cos\phi_2 = 1$) della conoide a terra (cioè area interessata dal *bang* nulla), occorre che il numero di Mach di volo sia

$$M_0 \;=\; \frac{a_{S/L}}{a_0} \tag{7.21}$$

Questo corrisponde, assumendo che il volo avvenga nella regione più fredda (cioè a minore velocità del suono) dell'atmosfera, tra gli 11000 ed i 20000 m di quota, ad un numero di Mach di volo pari a 340/295 = 1,15, essendo 340 e 295 m/s i valori della velocità del suono al livello del suolo, $a_{S/L}$, ed alla quota di volo indicata, a_0. Si noti che in ogni caso questo indica che non bisogna superare (*in quota*) una velocità di volo corrispondente alla velocità del suono *al livello del mare*. Dalla (7.20) si

ricava infatti che, se M_0 è superiore al valore (7.21), il coseno risulta minore di uno, ossia l'angolo ϕ_2 non è nullo (quindi il bang colpisce il terreno su un'area estesa – non più in un solo punto).

Oltre agli effetti citati di gradiente di temperatura verticale dell'atmosfera standard, occorre però anche considerare quelli dovuti ai venti, ad eventuali gradienti laterali di temperatura, a scostamenti rispetto alla distribuzione verticale standard di temperatura, etc.

7.4 Ulteriori problemi degli SST

Oltre ai problemi di impatto ambientale citati, gli SST presentano ulteriori problemi, che è il caso di citare in questo contesto.

Abbiamo già citato il problema della stabilità di volo dell'aereo al variare del numero di Mach, vedi fine par. 7.1.

Ancora nel par. 7.1 abbiamo citato il tendenzialmente maggior rapporto m_f/m_{TO} degli SST rispetto agli aerei subsonici, come pure il rapporto m_{pl}/m_{TO} tendenzialmente più basso (sia, come detto, per effetto della maggiore frazione di combustibile, sia per l'eventuale impiego di leghe più pesanti di quelle a base di alluminio). Questo comporta, per le (1.3,1.7) una molto maggiore sensibilità degli SST al *TSFC* ed alla massa dei motori, imponendo quindi margini molto stretti per eventuali modifiche al progetto dei motori intese a ridurne l'impatto ambientale (per esempio in termini di $EINO_x$ ed emissioni di rumore).

Un altro problema è dovuto allo spostamento del centro di pressione dell'ala al variare della velocità di volo. In volo subsonico, tale centro di pressione si trova tipicamente ad una distanza dal bordo d'attacco dell'ala pari a circa un quarto della corda; l'aereo andrà pertanto progettato in modo che il suo centro di gravità sia localizzato in una posizione tale da annullare sostanzialmente l'eventuale coppia (tendente a far cabrare o picchiare l'aereo) dovuta ad uno scostamento tra la posizione della risultante della forze di portanza ed il baricentro stesso. A numeri di Mach di volo largamente supersonici il centro di pressione si sposta tuttavia all'indietro, per esempio nel caso del Concorde in una posizione tipicamente intorno alla metà della corda, per effetti legati alla compressibilità del flusso. Questo genererebbe una notevole coppia tendente a far picchiare l'aereo.

Per evitare questo inconveniente sono disponibili due (non semplici) soluzioni. La prima è quella adottata negli anni '60 dal North American Aviation XB–70 (prototipo del bombardiere B–70, peraltro non più realizzato), nella quale le estremità della superficie alare a delta (poste più a poppa) venivano ripiegate (*wing tip dropping*), vedi fig. 7.9, spostando pertanto il centro di pressione in avanti per compensarne l'arretramento in volo supersonico. Tale soluzione comporta ovviamente un

Figure 7.9: Compensazione dello spostamento del centro di pressione nel North American Aviation XB–70 mediante *wing tip dropping* (in basso), da [165, 166].

aumento dei pesi. Il Concorde ricorreva invece allo spostamento del centro di gravità, conseguito pompando il combustibile (ripartito in un gran numero di serbatoi) verso serbatoi situati più verso poppa, vedi fig. 7.10. Al ridursi della velocità di volo in vista dell'atterraggio, veniva invece effet-

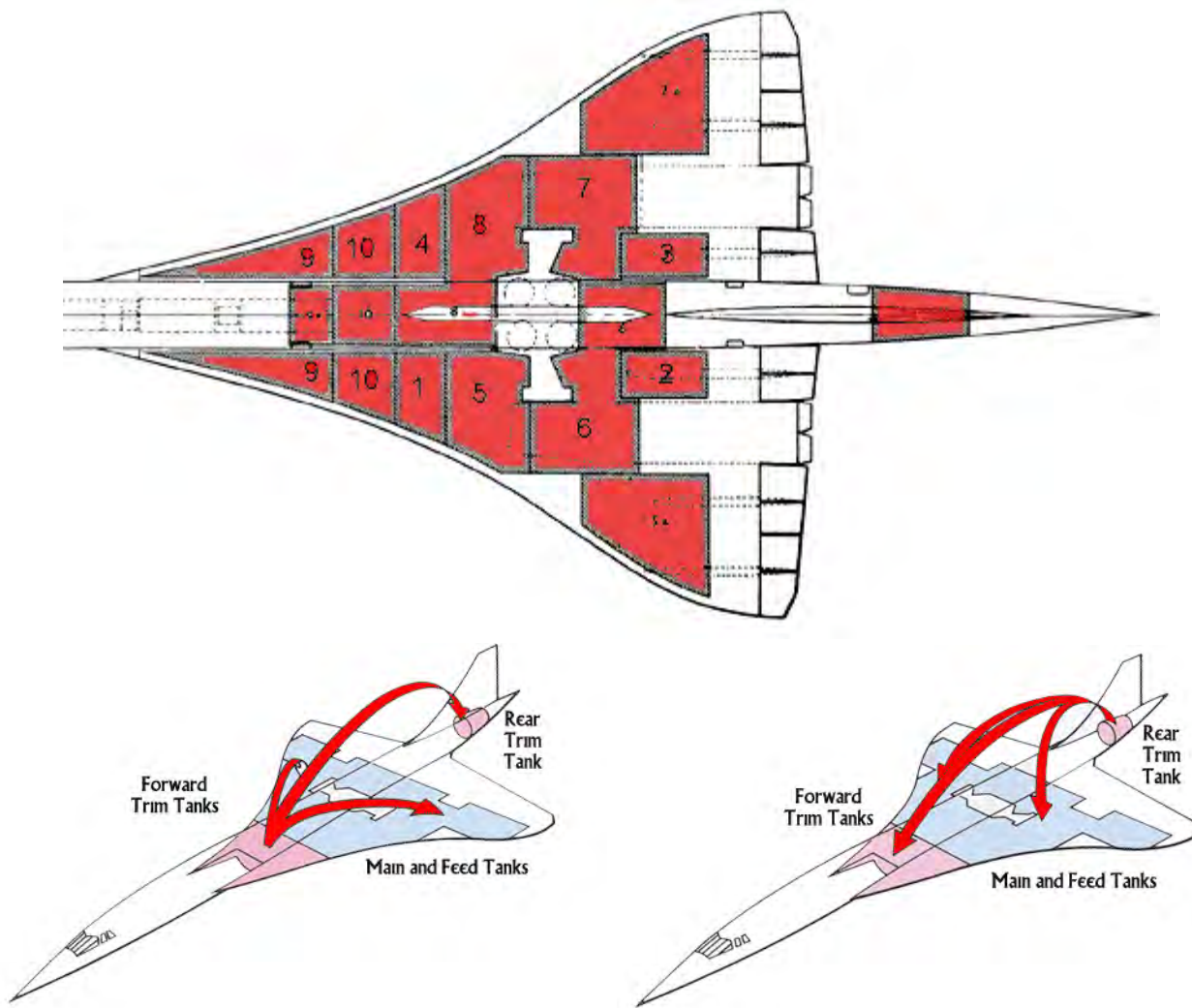



Figure 7.10: Compensazione dello spostamento del centro di pressione nel Concorde, da [167]. A sinistra, trasferimento del combustibile in fase di accelerazione, a destra in fase di decelerazione.

tuata l'operazione inversa. Questa soluzione comporta ovviamente una notevole complicazione del sistema, ed inoltre l'aereo non potrà mai svuotare (quasi) completamente i serbatoi, perché deve appunto rimanere nei serbatoi una certa quantità di combustibile da utilizzare da zavorra mobile nel modo indicato, massa che va a sottrarsi alla massa del carico utile, con conseguente aumento dei costi per passeggero–km.

Una configurazione che permetterebbe di limitare questi inconvenienti è indicata in fig. 7.11, che comporta un'ala pressoché diritta, con corda quindi di estensione molto minore rispetto ad un'ala a delta, e conseguente minore spostamento del centro di pressione dell'ala, quindi minori esigenze di

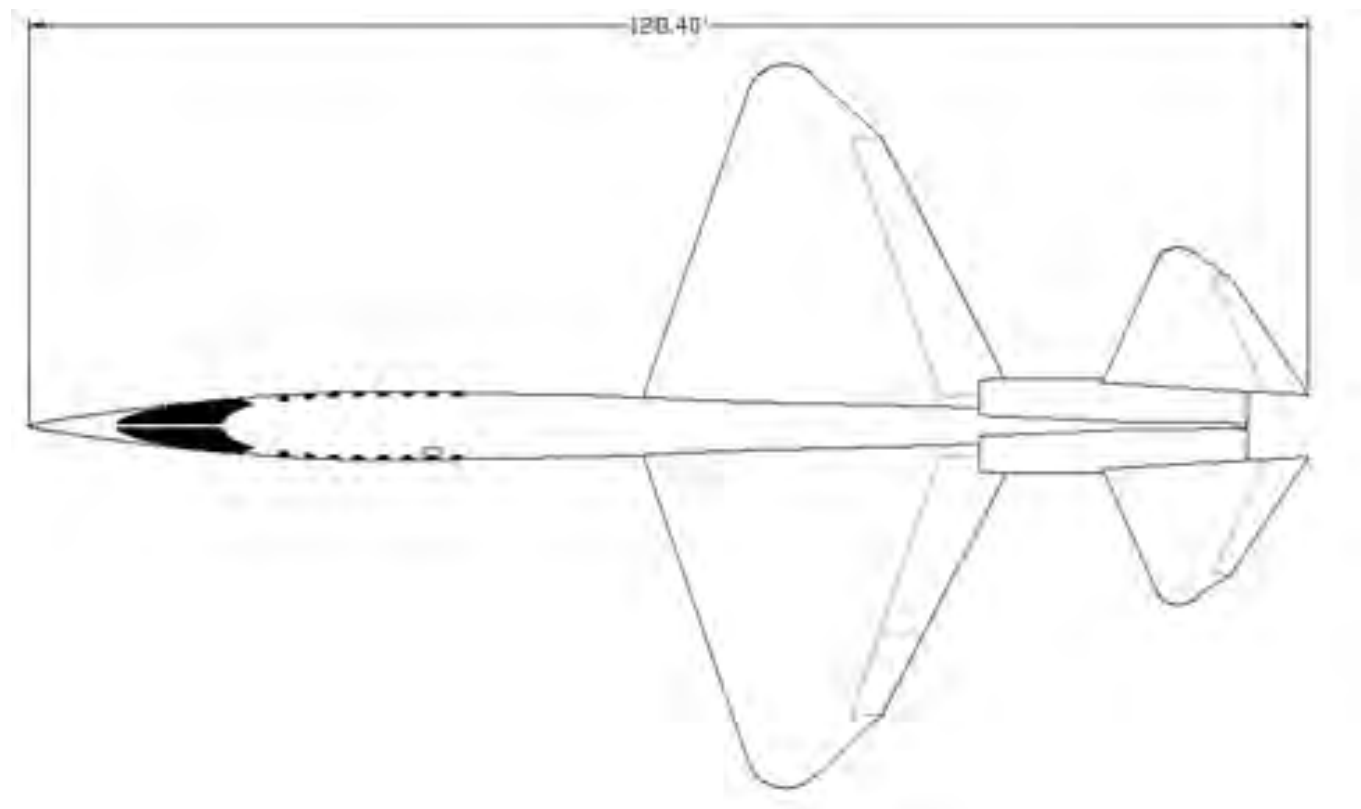



Figure 7.11: Configurazione ad ala diritta di un *business jet* supersonico, da [33].

compensazione. Per contro, tale soluzione comporta maggiori carichi flessionali sulla parte posteriore della fusoliera rispetto ad un'ala a delta (in cui la portanza è più distribuita sulla lunghezza della fusoliera), con conseguente necessità di irrigidirla, da cui una maggiore massa strutturale. Questo fattore è particolarmente negativo per un aereo supersonico, che abbiamo già visto essere in genere caratterizzato da una maggiore massa di combustibile, ed eventualmente una maggiore massa strutturale se adotta leghe più pesanti di quelle in alluminio: in definitiva, la massa disponibile per il carico utile si riduce ulteriormente.

Un ulteriore problema, legato all'alta quota di volo dei supersonici, è l'esposizione ai raggi cosmici. La dose assorbita (da un passeggero o da un membro dell'equipaggio) di radiazione D si misura in gray (Gy); un gray corrisponde all'assorbimento di un J di energia sotto forma di radiazione per kg di massa corporea. Tuttavia, differenti tipi di radiazione hanno differenti effetti sui tessuti, per cui la grandezza che quantifica gli effetti biologici è la dose equivalente H data da

$$H = D \cdot Q \tag{7.22}$$

misurata in Sievert (Sv). In questa espressione Q indica il *Quality Factor* della radiazione considerata, pari ad uno per fotoni ed elettroni, a 10 per neutroni, ed a 20 per particelle α (nuclei di elio). Il *Quality Factor* mediato dei raggi cosmici (sulla base dei vari tipi di radiazione che li compongono) è intorno a 1,8.

La dose di radiazione equivalente assorbita invece da un individuo a terra per cause naturali (da raggi cosmici al livello del suolo, rocce e materiali di costruzione – come il tufo, e gas radioattivi presenti nell'ambiente – come il radon) è mediamente intorno ai 2,4 mSv per anno (ma in Italia risulta attorno ai 3,3 mSv/a, vedi fig. 7.12), mentre la dose massima ammissibile per lavoratori esposti alle radiazioni per motivi professionali è di 50 mSv/a.

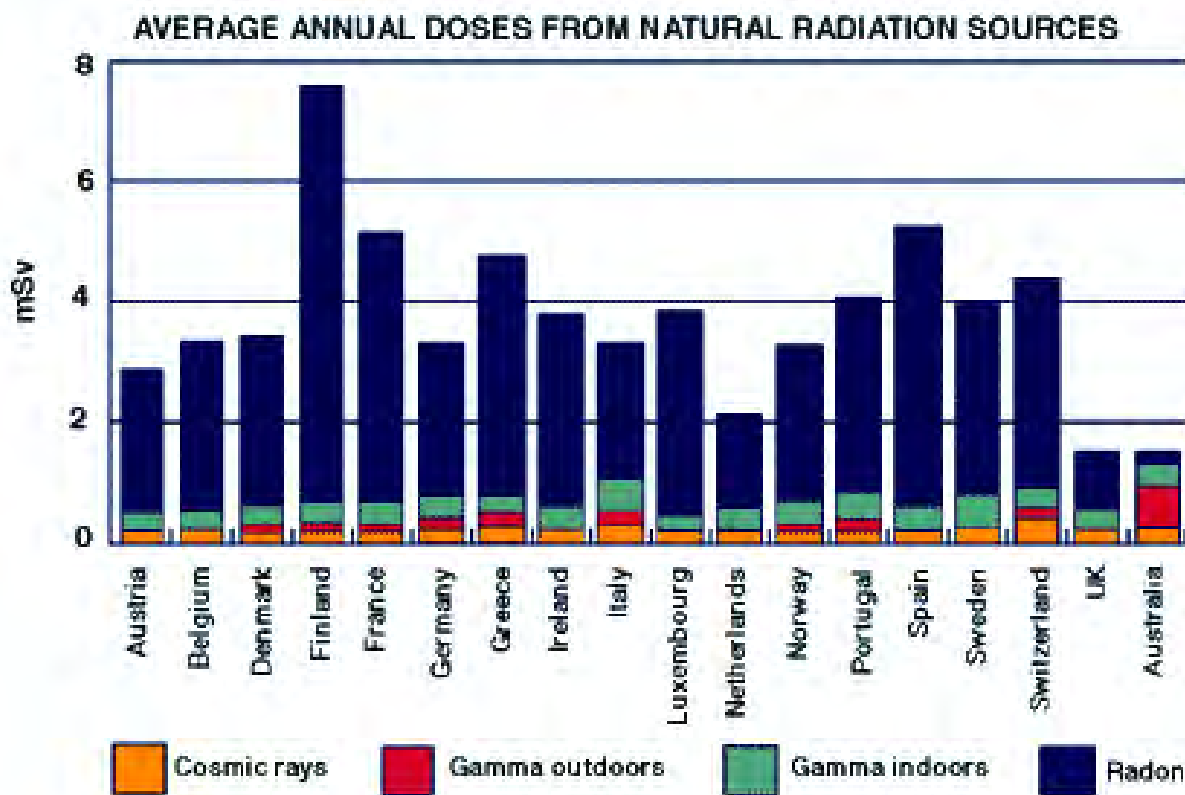



Figure 7.12: Dose equivalente da fondo naturale di radiazione in vari paesi, da [168].

La dose di radiazione equivalente assorbita in volo dipende dalla quota, dalla latitudine (quindi dalla rotta, essendo la radiazione più intensa in prossimità dei poli), nonché dall'attività solare (risulta minore in corrispondenza a periodi di intensa attività solare, e viceversa, in quanto l'effetto dell'attività solare è di schermare i raggi cosmici).

Le dosi percepite in volo, per unità di tempo, sono orientativamente stimate come

- aerei a breve raggio: 1 – 3 μSv/h
- aerei a lungo raggio: 5 μSv/h
- Concorde: 12 – 15 μSv/h

Il problema dell'esposizione si pone evidentemente per l'equipaggio, mentre ha importanza minore per i passeggeri che nel corso di un anno passano in volo un tempo molto più breve. La dose equivalente ricevuta da un membro dell'equipaggio nel corso di un intero anno lavorativo è stata stimata come (calcolando 700 h annue di esposizione per gli aerei subsonici, e 300 h annue per il Concorde)

* aerei a lungo raggio: 2,1 – 4,6 mSv/a (i valori più elevati sono relativi a rotte polari)
* Concorde: 2,6 – 2,8 mSv/a

Si tratta di valori quindi comparabili con quelli dovuti al fondo naturale, tali da non destare preoccupazione.

Capitolo 8
Configurazioni non convenzionali

Una prima classe di configurazioni non convenzionali prese in esame in questo capitolo è intesa a ridurre le emissioni di inquinanti e rumore grazie alla migliore efficienza aerodinamica od al minore peso, che consentono quindi di installare motori meno potenti. Altre configurazioni invece sono indirizzate a contenere solo il rumore percepito a terra, adottando configurazioni che schermano il rumore emesso dal motore. Più avanti sono illustrate alcune soluzioni di più lontana o incerta realizzabilità, intese a contenere fortemente le emissioni degli aeroplani.

8.1 Configurazioni per il miglioramento dell'efficienza aerodinamica e la riduzione dei pesi

Le configurazioni multifusoliera, vedi fig. 8.1, già considerate in fig. 1.24, consentono di diminuire il peso delle ali (in quanto diminuisce il carico flessionale sulle ali, proporzionale al quadrato della lunghezza del singolo segmento di ala) e quindi la spinta richiesta ai motori, e di conseguenza le emissioni. Oltre a questo vantaggio, le configurazioni multifusoliera risultano interessanti dal punto di vista della sicurezza in caso di evacuazione di emergenza da aerei molto grandi. Con una configurazione convenzionale infatti un passeggero seduto al centro dovrebbe compiere un lungo tragitto in senso trasversale prima di poter accedere alle uscite di emergenza; con più fusoliere, il diametro delle stesse sarebbe conseguentemente ridotto, portando quindi ad evacuazioni d'emergenza più rapide. Il problema della difficoltà dei piloti ad effettuare un atterraggio di emergenza con un motore fuori uso, già citato nel par. 1.6, potrebbe essere risolto adottando una configurazione a tre fusoliere, vedi fig. 8.1 (in basso), la quale però comporterebbe un aumento della superficie bagnata, e della conseguente resistenza aerodinamica, che praticamente annullerebbe i vantaggi dovuti alla diminuzione di peso.

La fig. 8.2 riporta la distribuzione della portanza, delle masse e dei momenti in configurazioni ad una ed a due fusoliere; si noti in particolare come quest'ultima riduca notevolmente i momenti flettenti

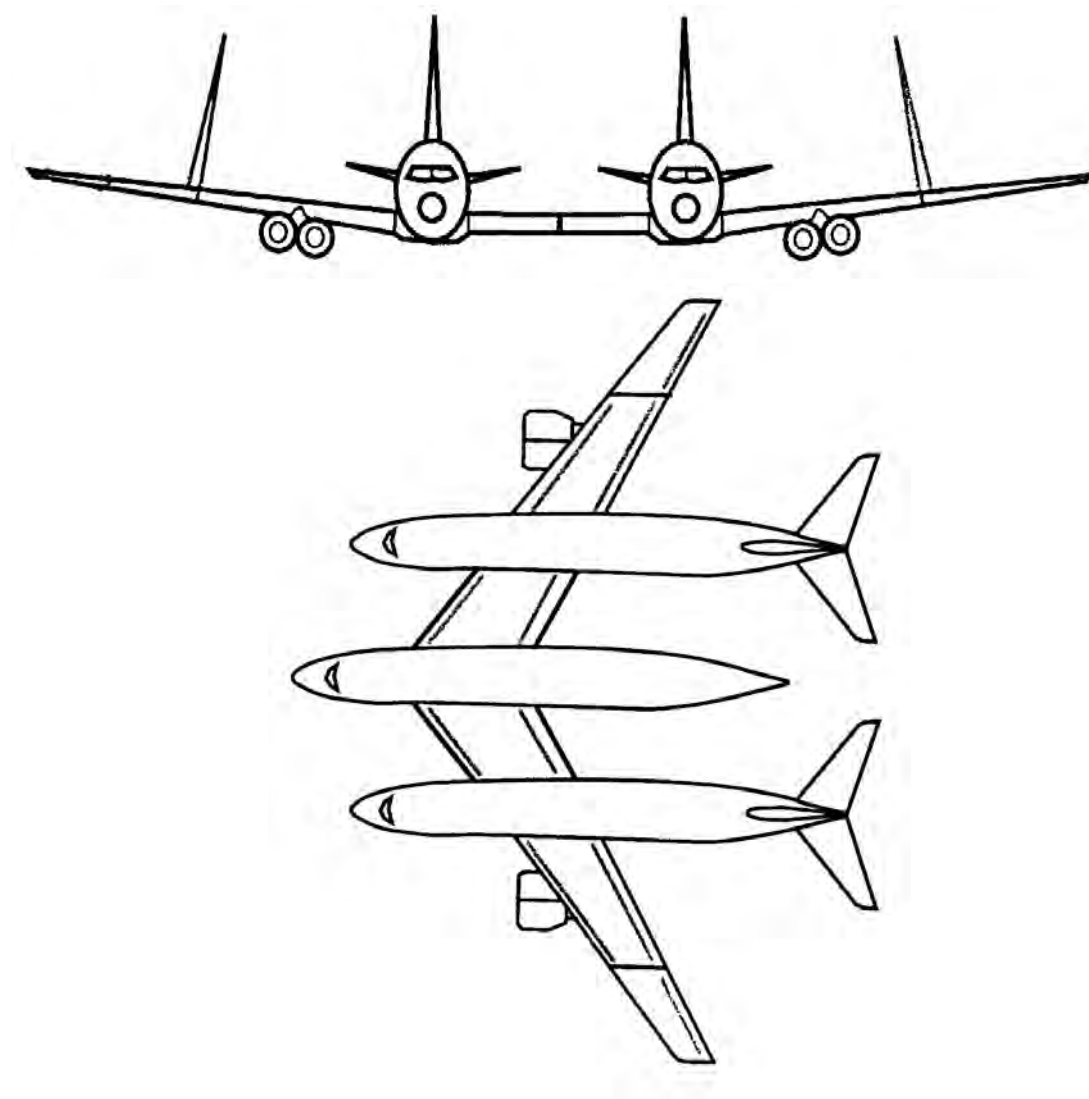



Figure 8.1: Configurazioni multifusoliera, da [35].

sull'ala, consentendo in tal modo risparmi sulla massa della struttura.

La tab. 8.1 riporta un confronto tra una configurazione ad una fusoliera ed una con due fusoliere (derivate queste da quelle dell'Airbus A318, vedi fig. 8.3), a parità di capacità (ossia massa del carico utile). Si possono osservare i significativi vantaggi in termini di massa, per cui il consumo in particolare diminuisce del 15,9%, e la conseguente riduzione della spinta installata necessaria, del 20%. Si osservi che la configurazione a due fusoliere ipotizzata presenta un piano di coda orizzontale che unisce i timoni, alleviando quindi il problema degli sforzi torsionali sul troncone centrale dell'ala, citato a proposito della fig. 1.24, pur a prezzo di un incremento del peso e della resistenza aerodi-

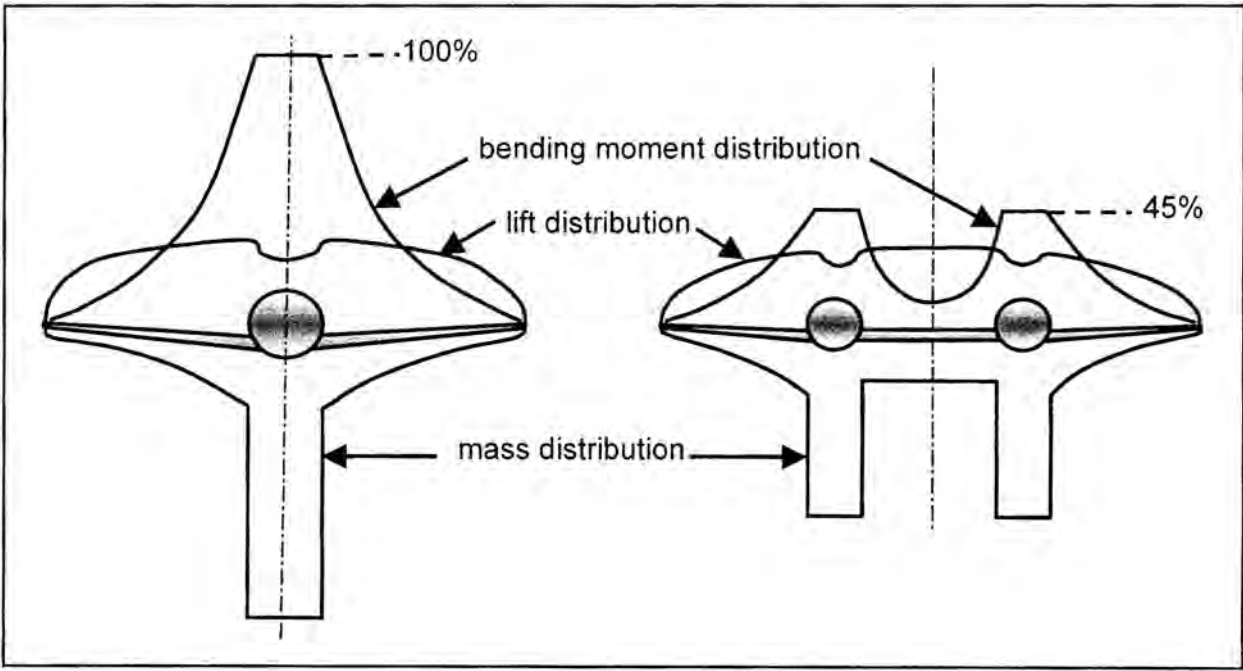



Figure 8.2: Confronto tra distribuzione della portanza, delle masse e dei momenti in configurazioni ad una (sinistra) e due fusoliere (destra), da [169].

namica. Inoltre, i motori sono stati disposti fra le fusoliere, in modo da ridurre il rumore percepito nell'ambiente circostante, ed il momento attorno all'asse verticale z nel caso di atterraggio con un motore fuori uso.

massa (kg)	convenzionale	2 fusoliere	variazione %
massima al decollo	155 000	134 000	-13,5
massima all'atterraggio	128 000	113 000	-11,7
massima con zero combustibile	120 000	106 000	-11,7
operativa a vuoto	84 000	70 000	-16,7
carico utile	36 000	36 000	0,0
combustibile (per 8 000 km)	40 715	34 245	-15,9
spinta (kN)	$2 \times 222{,}5$	2×178	-20,0

Tab. 8.1. Confronto tra masse e spinte di configurazioni ad una e due fusoliere, da [169].

Un'altra configurazione che consente di ridurre il peso è quella cosidetta *span–loader*, vedi fig. 8.4, nella quale il carico utile è in parte distribuito sulle ali, alleviando in tal modo il carico flessionale

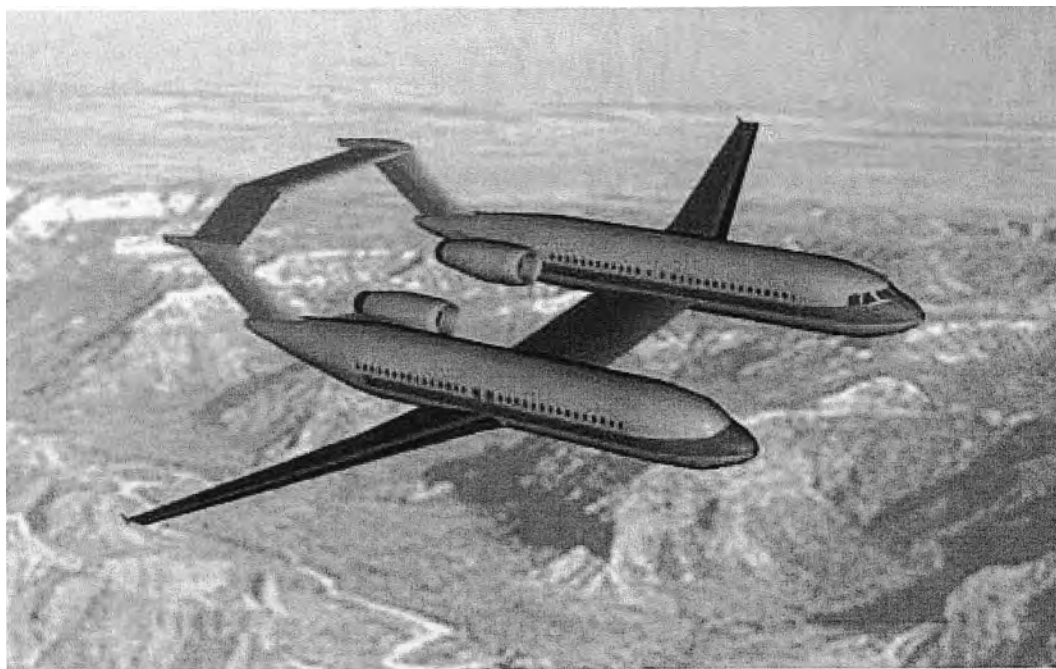



Figure 8.3: Configurazione con motori montati tra le fusoliere per ridurre il rumore avvertito a terra, da [169].

sulle stesse, e consentendo di diminuirne il peso. Per contro, la finestratura è ridotta ai posti 'in prima fila'; per le file successive si pensa a finestre 'virtuali' (cioè schermi che riproducono la vista esterna). Per versioni cargo, le operazioni di carico delle merci a bordo potrebbe risultare difficili.

Portando al limite il concetto dello *span–loader* si arriva all'ala volante (*flying wing*) in cui *tutto* il carico è distribuito sulle ali, che quindi ospitano il 100% del volume. Per contro, in un aereo attuale tipo il Boeing 747, solo il 18% del volume interno si trova entro l'ala, mentre il rimanente 82% nella fusoliera. La configurazione *flying wing* tuttavia richiederebbe, per poter alloggiare il carico, un'ala molto spessa, aumentando pertanto la resistenza aerodinamica. Si può pensare di trovare un compromesso, cioè alloggiare una parte del carico utile nelle ali, e la parte restante nella fusoliera, come indicativamente mostrato nella fig. 8.5. La fig. 8.6 indica poi il valore risultante dell'efficienza aerodinamica L/D in funzione della ripartizione del volume interno; si può notare che esiste un valore ottimo di tale ripartizione, e che questo valore dipende dalla velocità di volo (ricordiamo tra l'altro che una più alta velocità di volo significa anche una maggiore produttività dell'aereo, vedi pag. 81).

La configurazione ad ala di Prandtl, vedi fig. 8.7, adotta un'ala chiusa, che permette di ridurre al minimo la resistenza indotta, migliorando quindi il rapporto portanza/resistenza L/D. La configurazione inoltre permette di eliminare il piano di coda orizzontale (risparmiando pertanto la relativa

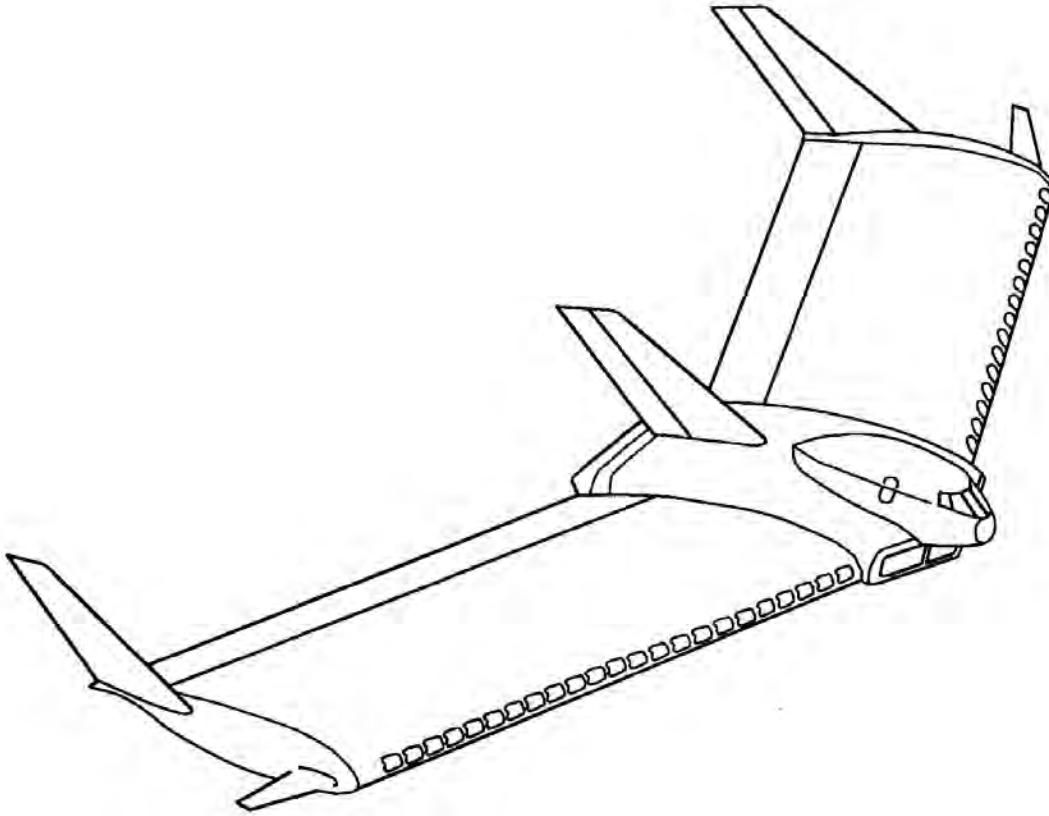



Figure 8.4: Configurazione *span–loader*, da [35].

massa e resistenza aerodinamica). Ancora, a parità di superficie alare, l'apertura alare sarà minore di quella di un monoplano classico, riducendo pertanto i problemi legati ad eccessivo ingombro, in particolare per aerei molto grandi (si pensi per esempio all'ingresso in un *hangar*). Per contro, si hanno problemi di resistenza strutturale dovuta alla concentrazione degli sforzi nei gomiti dell'ala, e (almeno nella disposizione dei motori indicata in figura) di rumore in cabina.

Il concetto della *oblique flying wing*, vedi fig. 8.8, consentirebbe di adattare l'angolo di freccia al numero di Mach di volo, per esempio un velivolo disegnato per volare a $M_0 = 2$ adotterebbe un angolo di freccia di 35° al decollo e di 70° in condizioni di volo di crociera. Inoltre, la distribuzione del carico più o meno uniforme lungo l'ala consentirebbe, in modo simile a quanto visto per la configurazione *span–loader*, di ridurre il carico e quindi il peso delle strutture, pur a prezzo di un ispessimento dell'ala. Restano i problemi di prevedere meccanismi di rotazione dei motori e dei timoni rispetto all'ala, al variare dell'angolo di freccia.

La tecnica di volo in formazione (*Formation Flying*), vedi fig. 8.9, consentirebbe, come si vede dalla

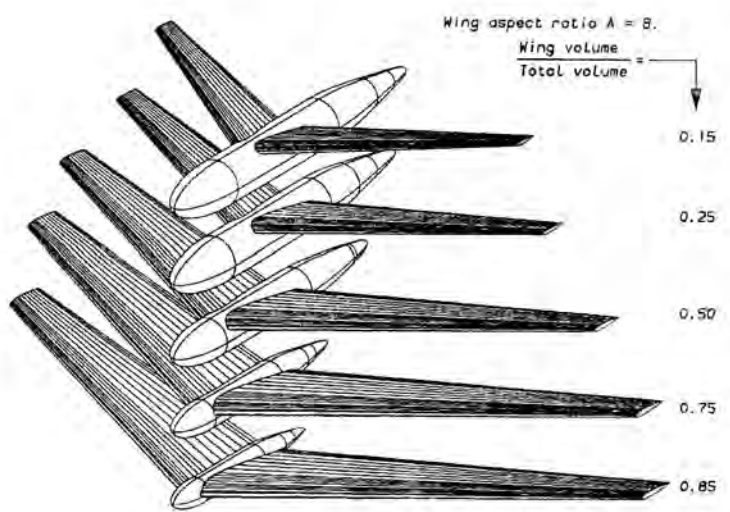



Figure 8.5: Combinazioni ali–fusoliera con lo stesso volume totale, da [169].

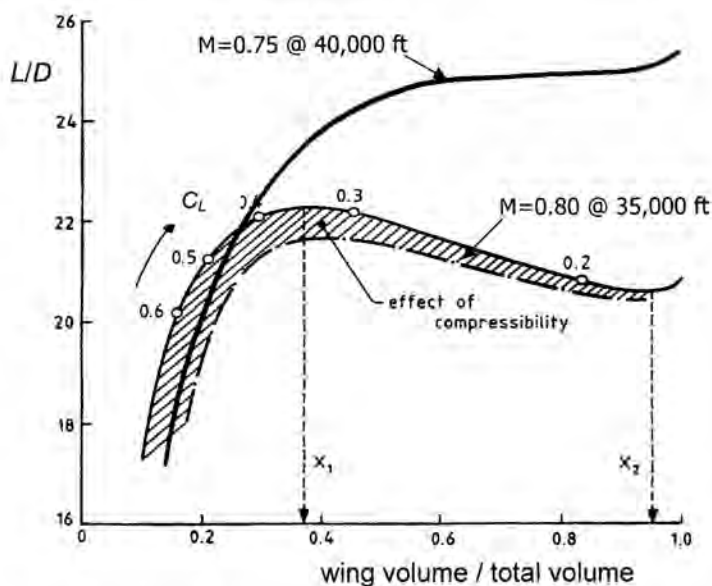



Figure 8.6: Rapporto L/D in funzione della frazione di volume assegnata alle ali, da [169].

fig. 8.10 in basso, di aumentare l'apertura alare apparente, e quindi utilizzare un'ala equivalente di elevato allungamento e conseguente alto rapporto L/D (lo stesso concetto è adottato da alcuni uccelli in fase di migrazione). Per impiego militare sarebbe teoricamente anche possibile, utilizzando aerei con superficie alare grosso modo romboidale, vedi fig. 8.10 in alto, adottare una direzione di volo

Figure 8.7: Configurazione ad ala di Prandtl, da [170].

Figure 8.8: Configurazione *oblique flying wing*, da [33].

secondo la diagonale minore (in modo da poter usufruire di un'ala di elevato allungamento, adatta per avere L/D elevati) in crociera, ed una secondo la diagonale maggiore (con conseguente forma alare prossima ad un'ala a delta, adatta a volo ad alte velocità) in fase di attacco. Dal punto di vista economico, va considerato il costo della moltiplicazione del numero di equipaggi, e dal punto di vista operativo, quello del controllo in condizioni di piena sicurezza di aerei che volano molto ravvicinati.

La configurazione *flatbed*, vedi fig. 8.11, in realtà non ha nulla a che vedere con la riduzione delle

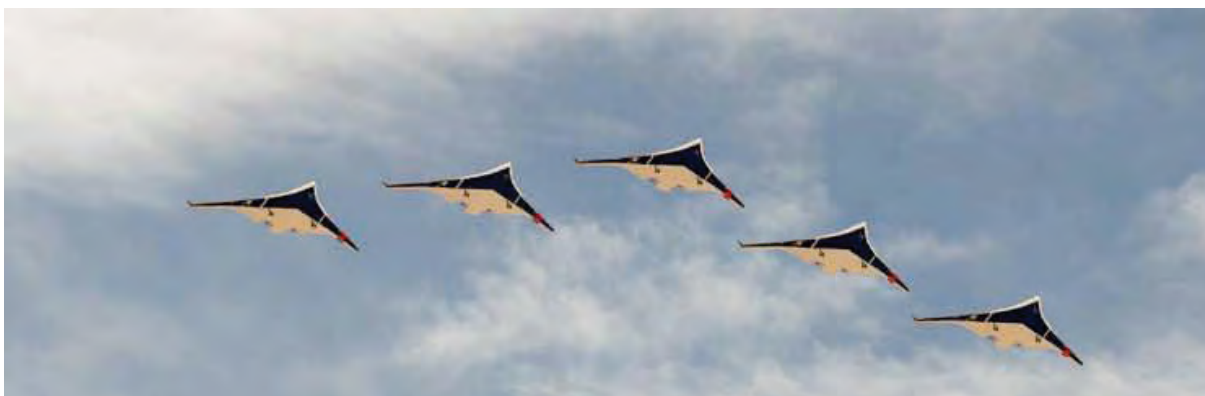



Figure 8.9: Configurazione di volo *formation flying*, da [171].

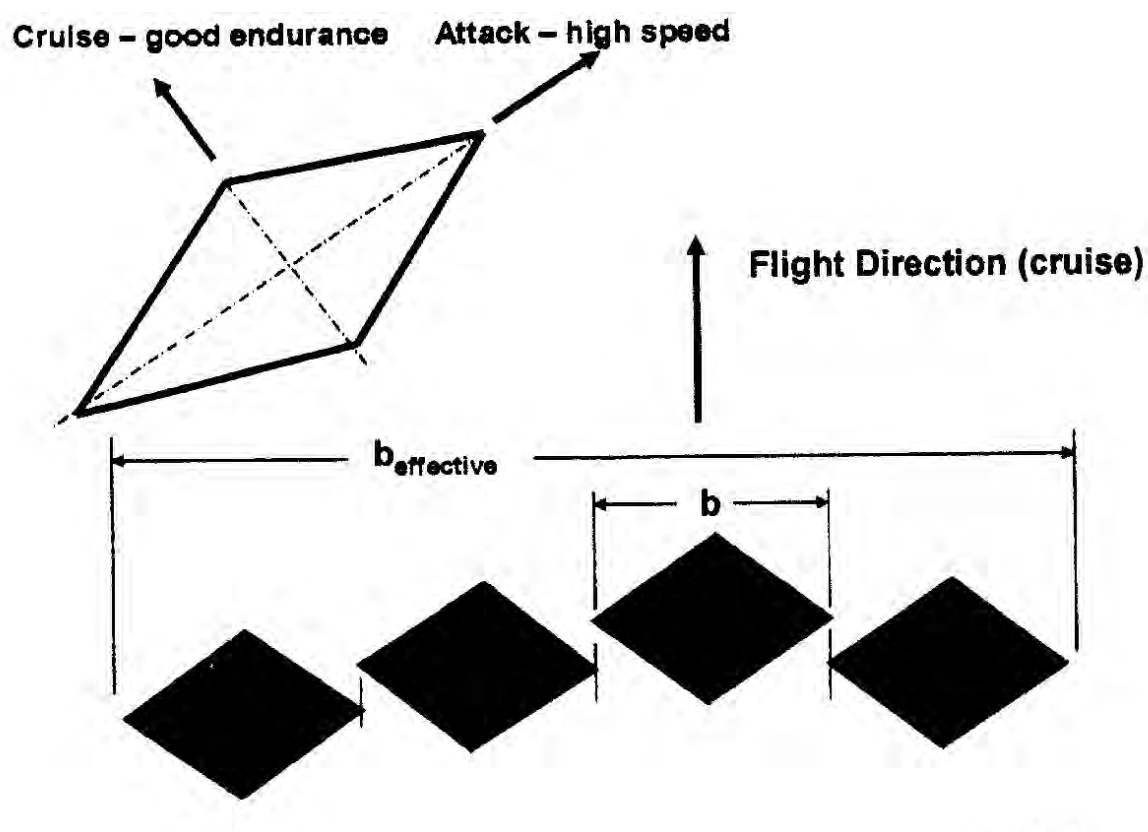



Figure 8.10: Aumento dell'apertura alare efficace risultante dal *formation flying* (basso); possibilità di utilizzo in due condizioni operative (alto), da [172].

emissioni, ma la citiamo in questo contesto in quanto anch'essa non convenzionale. Per voli di breve raggio, influiscono fortemente sull'economia delle rotte i tempi di imbarco e sbarco del carico e dei

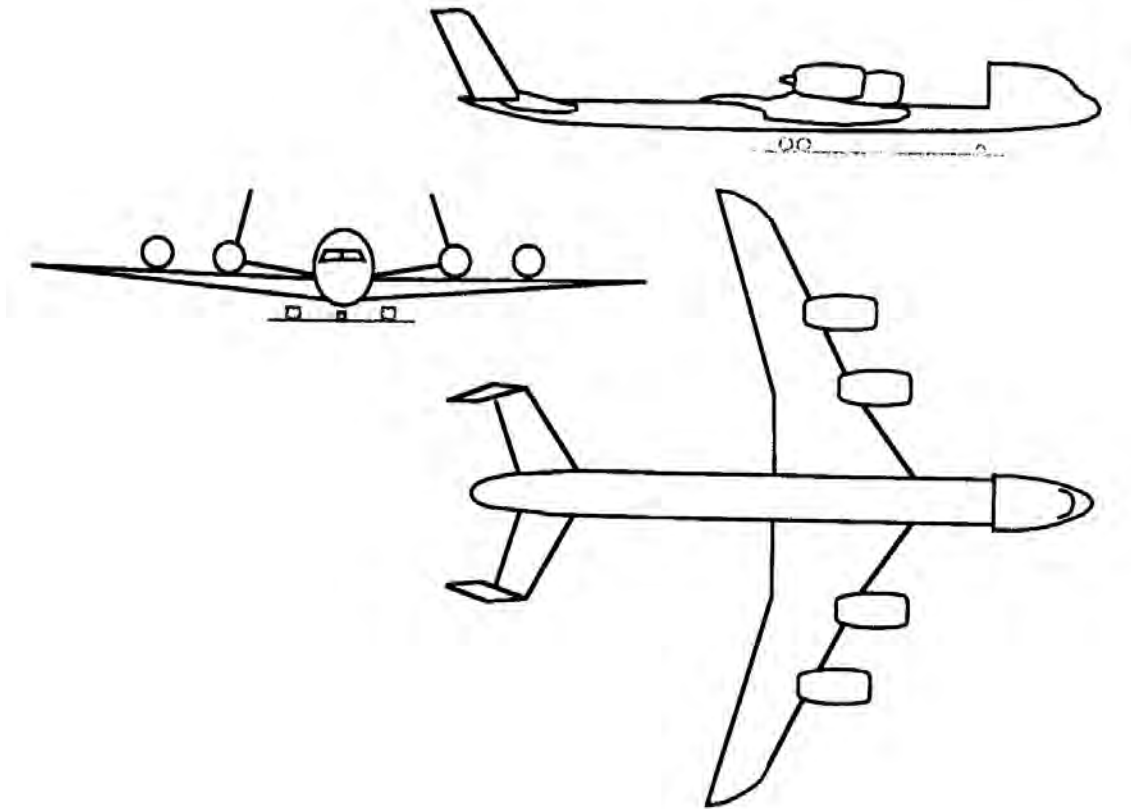



Figure 8.11: Configurazione *flatbed*, da [35].

passeggeri. Per ridurli, si può pensare di imbarcare questi su un modulo separato dall'aereo vero e proprio, che possa all'arrivo essere distaccato celermente dall'aereo e altrettanto celermente sostituito con un modulo già pre–caricato, riducendo quindi drasticamente i tempi durante il quale l'aereo rimane a terra inoperativo. Le operazioni di imbarco e sbarco possono quindi essere effettuate diciamo *off–line*. Il concetto è stato recentemente ripreso dall'Airbus [173]. L'impatto sulle emissioni risulterebbe probabilmente lievemente negativo per effetto dell'inevitabile aumento delle masse strutturali.

8.2 Configurazioni per schermare il rumore

Passiamo ora ad esaminare alcune configurazioni intese semplicemente a schermare il rumore emesso verso il basso (quindi non in generale a conseguire vantaggi in termini di peso o resistenza aerodinamica). Le figg. 1.22 e 1.23 riportano le configurazioni *OWN* e *RFN*, per le quali rimandiamo al

par. 1.6.

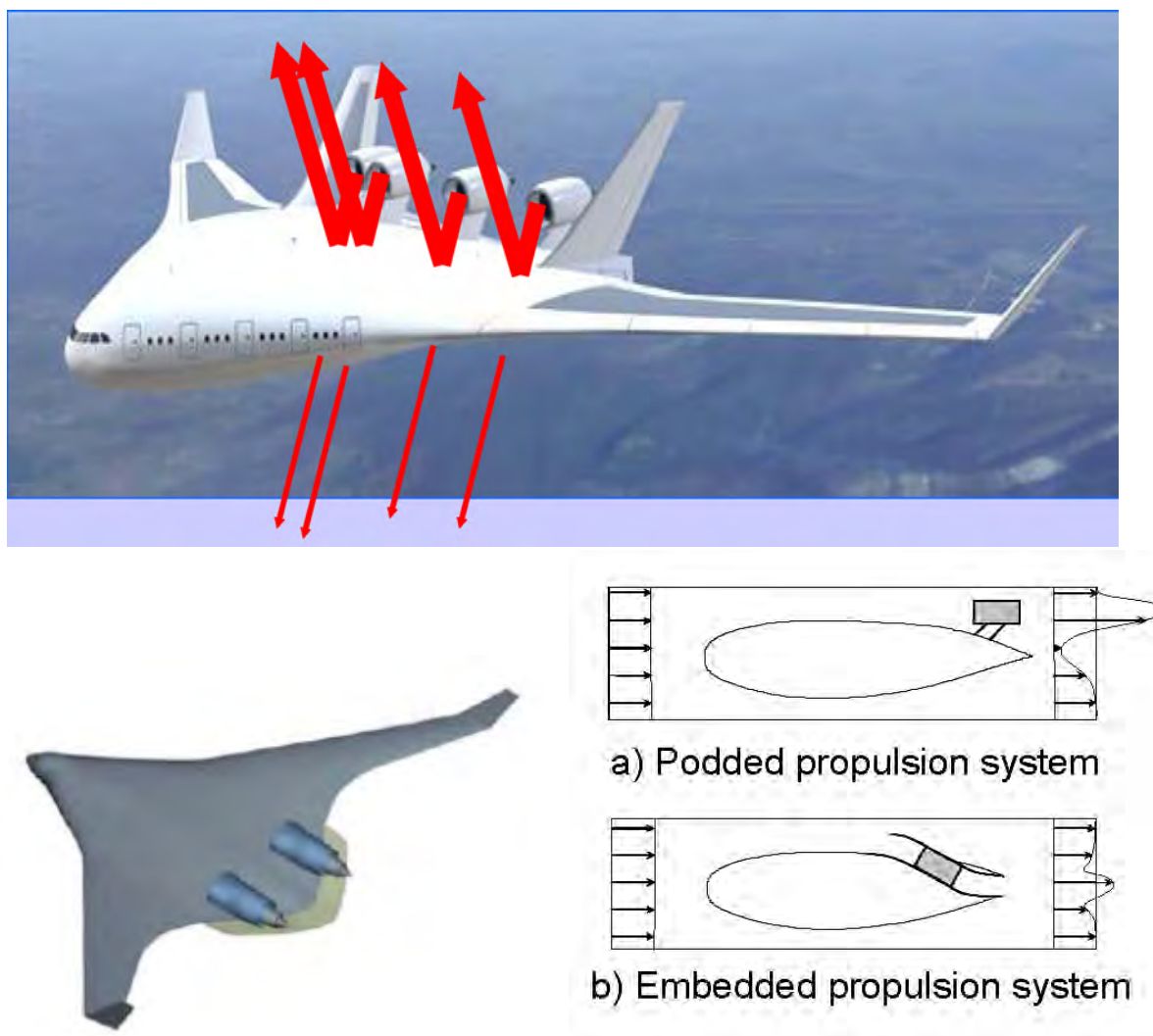



Figure 8.12: Configurazione *blended wing body*, da [174].

Nella configurazione *blended wing–body*, vedi fig. 8.12, ali e fusoliera si fondono dolcemente tra loro, ed i motori sono disposti superiormente, in modo da far sì che la maggior parte del rumore emesso da questi sia riflesso verso l'alto (incluso quello del fan, che nelle configurazioni *OWN* e *RFN* risulta invece assai poco schermato). Inoltre, la migliore distribuzione del carico permetterebbe di ridurre i pesi, ancora in modo simile ad una configurazione *span–loader*. In aggiunta, l'efficienza aerodinamica del velivolo (L/D) sarebbe del 20% circa superiore a quella delle configurazioni attuali [158]. Si può pensare ad una configurazione (*podded*) nella quale i motori sono sorretti da piloni, oppure ad una (*embedded*) in cui i motori sono annegati nella fusoliera, ed alimentati da prese d'arie attraverso

opportuni condotti. Questa seconda configurazione comporterebbe un'ulteriore riduzione del rumore (essendo il motore interamente schermato), tuttavia la distorsione del flusso entrante attraverso i condotti delle prese d'aria porterebbe ad un peggioramento del *pattern factor* e del rendimento della presa stessa. Si è pensato di ricorrere ad una tecnologia denominata *Active Flow Control* per dirigere il flusso di aria entro la presa mediante mezzi meccanici o fluidici, in modo da correggere il *pattern factor*. Inoltre, la stretta integrazione tra disegno dei motori e del velivolo potrebbe portare al fatto che il motore risulti utilizzabile solo per l'aereo per il quale è stato originariamente concepito. Anche in questo caso occorre ricorrere, per i posti passeggeri non in prima fila, a finestre 'virtuali'.

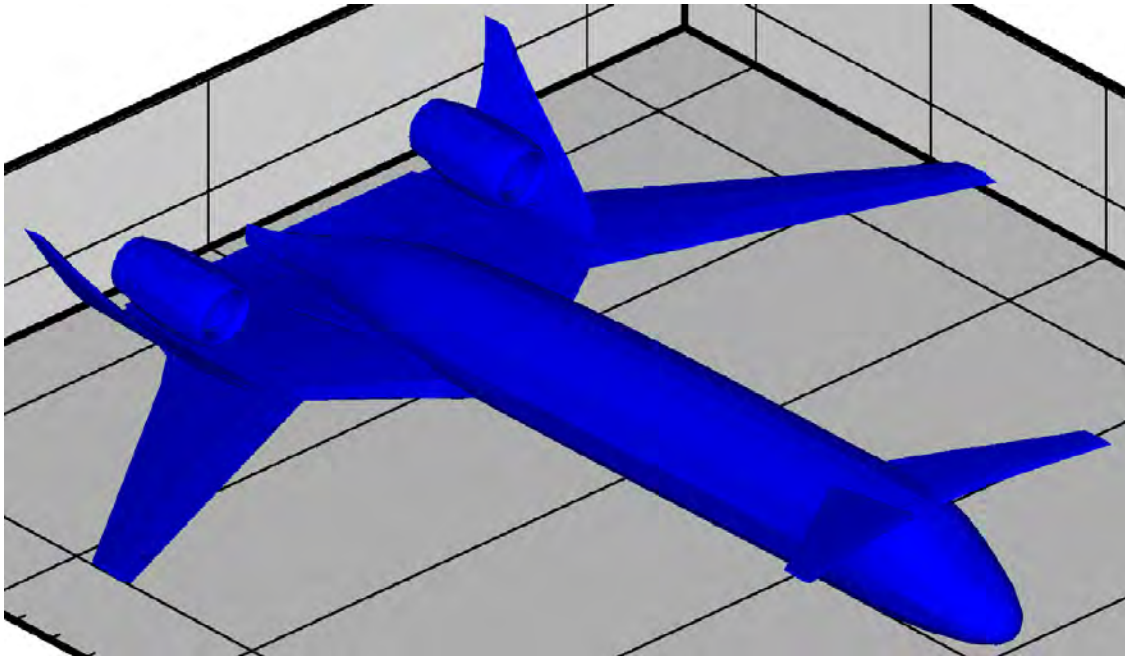



Figure 8.13: Configurazione *canard*, da [175].

Un altro modo di schermare il rumore emesso verso il basso sarebbe quello di montare i motori al disopra dell'ala principale di una configurazione *canard*, vedi fig. 8.13 (questa disposizione consentirebbe ancora di schermare anche il motore emesso dal fan, con un vantaggio rispetto alle configurazioni *OWN* e *RFN*). Per contro, la maggiore instabilità di volo di questa configurazione potrebbe costituire un problema, anche se verosimilmente superabile allo stato dell'arte attuale.

La configurazione *Engine Over Fuselage*, o *EOF*, vedi fig. 8.14, permetterebbe anch'essa di schermare il rumore emesso verso il basso, pur rimanendo nell'ambito di un'architettura più tradizionale. Tuttavia, le prese d'aria parzialmente annegate nella fusoliera possono portare ad un peggioramento del *pattern factor*.

Figure 8.14: Configurazione *EOF* (*Engine Over Fuselage*), da [176].

Come già osservato nel par. 7.3.1, per un aereo civile supersonico occorrerebbe, al fine di contenere il rumore nelle fasi di decollo e atterraggio, adottare un motore che possa funzionare come turbofan al decollo/atterraggio, e come turbogetto semplice (o con postbruciatore) in volo di crociera. Essendo poco proponibile un motore a ciclo variabile, è possibile pensare ad una configurazione che adotti motori turbofan per il decollo e l'atterraggio, per poi retrarli entro la fusoliera, ed utilizzante poi motori turbogetto separati (fissi) per la crociera, vedi fig. 8.15. Tutto ciò comporta una notevole complicazione meccanica ed una duplicazione dell'apparato motore (quindi dei pesi), ed ancora un aumento della superficie bagnata, come si può intuire dalla forma della fusoliera, con conseguente aumento della resistenza aerodinamica.

8.3 Ulteriori prospettive future

I paragrafi seguenti illustrano alcune interessanti opzioni, i cui tempi di sviluppo sono tuttavia necessariamente più lunghi, per la necessità di sviluppare adeguate infrastrutture.

8.3.1 Rifornimento in volo

I voli a lungo raggio richiedono ovviamente di stivare a bordo una maggiore massa di combustibile; la massa di combustibile risulta *circa* proporzionale alla distanza da percorrere, vedi (7.2), il che implica che il carico utile si riduce sensibilmente, per cui la massa di combustibile consumata per unità di

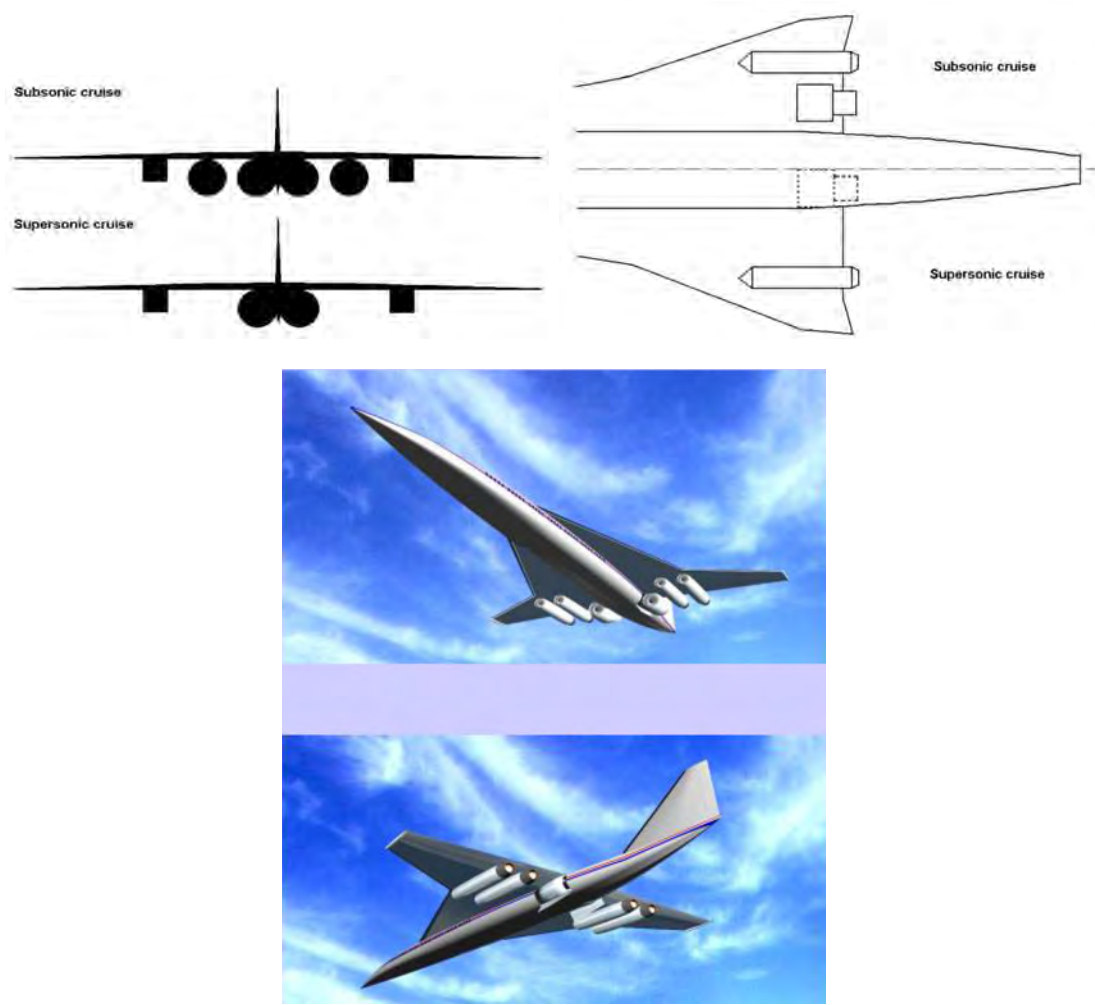



Figure 8.15: Configurazione per aereo supersonico a motori retrattili, da [177].

massa del carico utile cresce fortemente. Questo effetto è riportato in fig. 8.16 (linea rossa) per alcuni valori indicativi dei parametri di progetto [$TSFC = 0.055$ kg/(N h), $V_0 = 900$ km/h, L/D=18, ed assumendo un rapporto tra massa operativa a vuoto[45] e massa al decollo di 0.40].

Si può notare che passando da un'autonomia di 3000 km ad una di 17000 km la massa di combustibile per carico utile unitario aumenta di un fattore circa 7.

Si può pensare di contenere questi incrementi spezzando le tratte lunghe in più tratte più brevi,

[45]La massa operativa a vuoto (*Operational Empty Mass*) è sostanzialmente la massa al decollo m_{TO} meno la massa del combustibile consumato m_f e la massa del carico utile m_{pl}. Comprende quindi la massa a vuoto dell'aereo, la massa dell'equipaggio, del combustibile di riserva, olii, acqua, etc.

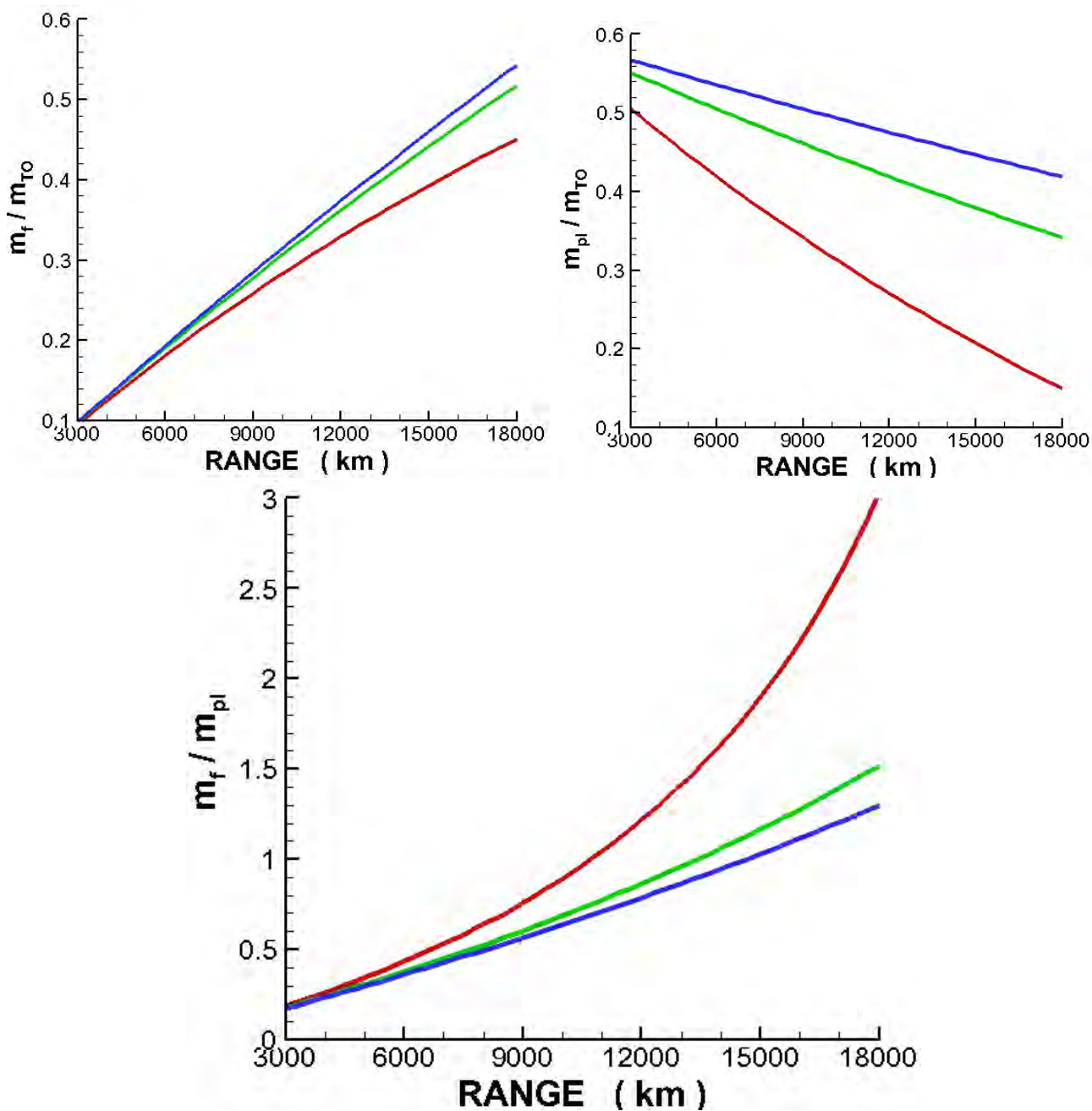



Figure 8.16: (in alto a sinistra) Frazione di massa del combustibile in funzione dell'autonomia; (in alto a destra) frazione di massa del carico utile in funzione dell'autonomia; (in basso) massa di combustibile consumata per carico utile unitario, in funzione dell'autonomia, con il numero di rifornimenti in volo a parametro (linea rossa, nessun rifornimento; linea verde, un rifornimento in volo; linea blu, due rifornimenti in volo).

effettuando rifornimenti intermedi. Se però questa operazione viene realizzata effettuando scali a terra intermedi, si avrebbe una forte penalizzazione in termini di durata complessiva del viaggio, ed un contributo alla congestione degli aeroporti presso i quali effettuare il rifornimento. Se invece il rifornimento viene effettuato in volo (*Air–to–Air Refuelling*, AAR) mediante appositi aerei cisterna (*tankers*), non si presentano le penalità appena citate. Questo consentirebbe quindi di diminuire i consumi di combustibile (pertanto anche le emissioni di inquinanti e contaminanti), e (per un'assegnata massa del carico utile) la massa al decollo dell'aereo (quindi il suo costo, la spinta dei motori installati, e di conseguenza tra l'altro anche il rumore emesso). Occorre naturalmente anche tener conto del costo e del consumo degli aerei cisterna, ma è stato calcolato che se l'aereo cisterna in ogni suo volo rifornisce almeno tre aerei, l'operazione risulta economicamente conveniente, vedi anche [178].

Riportiamo a questo proposito la tab. 8.2, la quale riporta un confronto, a parità di massa del carico utile, tra le masse di combustibile bruciate complessivamente dall'aereo *e* dal *tanker*, per coprire tratte di 3000, 6000 oppure 9000 miglia nautiche, ipotizzando un riferimento in volo ogni 3000 nmi (quindi nessuno nel primo caso, uno nel secondo, e due nel terzo). Si possono notare risparmi della massa di combustibile di quasi il 20% per un'autonomia di 6000 nmi, e di quasi il 50% per 9000 nmi.

range nmi km	3000 5556	6000 11112	9000 16668
consumo velivolo per volo diretto (kg)	13412	35124	85113
consumo con rifornim in volo ogni 3000 nm (kg)	—	26825	40237
consumo tanker(s) (kg)	—	1500	3000
consumo complessivo (kg)	—	28325	43237
risparmio combustibile	—	19,36%	49,20%

Tab. 8.2: Confronto tra consumi per volo diretto, e per rifornimento in volo ogni 3000 nmi, adattato da [180].

La minore massa al decollo dell'aereo permetterebbe inoltre di poter usufruire di aeroporti regionali di più piccole dimensioni, diminuendo quindi la congestione degli aeroporti più grandi. Ovviamente, adottare una simile strategia comporta la predisposizione di una rete di aerei cisterna, un'attenta

temporizzazione dei rifornimenti in volo, un accurato controllo dell'operazione di rifornimento in volo, per cui i suoi tempi di sviluppo sono presumibilmente piuttosto lunghi.

8.3.2 Aerei con motori alimentati ad idrogeno

Un'alternativa, in grado di annullare pressoché totalmente l'impatto dell'aviazione sul riscaldamento globale, e di ridurre fortemente l'impatto sullo strato d'ozono stratosferico, è quella di adottare come combustibile l'idrogeno al posto del cherosene. Non essendo presente carbonio nel combustibile, le emissioni di anidride carbonica, agente di serra, sarebbero totalmente annullate. L'uso dell'idrogeno pone però diversi problemi. Innanzitutto, ancorché l'idrogeno dia luogo ad rilascio di energia *per unità di massa* pari a circa 2,8 volte quello del cherosene, la sua densità estremamente bassa porta ad un rilascio di energia *per unità di volume* alquanto più basso, richiedendo quindi serbatoi più voluminosi. Supponendo di stivare l'idrogeno a bordo in forma liquida, quindi allo stato criogenico (il che vuol dire, a pressione atmosferica, a temperature di non più di 20 K, ossia -253 °C), la sua densità sarebbe di appena 71 kg/m^3 (contro i circa 800 kg/m^3 del cherosene), per cui la densità di energia per unità di volume risulta 3,9 volte più bassa di quella del cherosene. Questo richiede pertanto serbatoi molto voluminosi (quindi pesanti, e che determinano un aumento della superficie bagnata dell'aereo, con conseguente maggiore resistenza aerodinamica); il problema è accentuato dalla necessità di prevedere un isolamento termico attorno ai serbatoi (ed anche alle linee del combustibile). I serbatoi possono poi essere sottoposti ad uno sforzo dovuto al fatto che è desiderabile mantenere la pressione entro i serbatoi ad un valore circa atmosferico, anziché lasciarla discendere al valore ambiente in quota (perché la temperatura di ebollizione dell'idrogeno liquido si abbassa ulteriormente al diminuire della pressione). Le pareti del serbatoio devono quindi resistere alla differenza tra pressione interna ed esterna, il che implica la necessità di adottare pareti più spesse, quindi più pesanti. Questi voluminosi serbatoi potrebbero essere alloggiati nella parte superiore della fusoliera, vedi fig. 8.17.

Tale disposizione viene scelta perché eventuali perdite di combustibile, che potrebbero dar luogo a fiamme a contatto con l'aria, si allontanerebbero rapidamente verso l'alto (grazie alla leggerezza dell'idrogeno), senza rischi per i passeggeri. Sempre a proposito della sicurezza in caso d'incendio, va osservato che negli incidenti aerei fatali (negli aerei convenzionali) circa l'80% dei morti è causato da incendi e conseguente formazione di fumi tossici (che si sprigionano nella combustione del cherosene); l'adozione dell'idrogeno come combustibile consentirebbe quindi di ridurre drasticamente queste perdite di vite umane[46].

[46] È opportuno notare in questo contesto che il rogo del dirigibile ad idrogeno Hindenburg del 1937 fu causato da un accumulo di elettricità statica, che provocò l'accensione della vernice a base di polvere di alluminio. Il dirigibile discese lentamente a terra dalla quota di 60 m in circa 1 min; degli occupanti, 62 si salvarono e 35 morirono. Di questi ultimi tuttavia, 33 morirono per essersi lanciati nel vuoto, e 2 per l'incendio del combustibile (diesel) destinato ai motori.

Figure 8.17: Progetto del Cryoplane dell'Airbus, da [179].

Un aereo alimentato ad idrogeno, pur non emettendo CO_2, porterebbe a più alte emissioni di H_2O (sotto forma di gas). La mancanza di nuclei di condensazione dovuta all'assenza di *soot* permetterebbe però di contenere la formazione di *contrails*, ed in particolare la condensazione attorno a tali nuclei dell'umidità naturalmente presente nell'atmosfera, vedi par. 2.3.3.

Le uniche emissioni residue sarebbero quello di NO_x, le quali tuttavia potrebbero essere fortemente contenute adottando combustione premiscelata. Il limite di infiammabilità inferiore di una miscela idrogeno–aria corrisponde infatti ad un rapporto di equivalenza di appena 0,1 (il limite inferiore di infiammabilità di una miscela cherosene/aria è assai più alto, vedi fig. 3.28). Adottando quindi nella zona primaria della camera una combustione premiscelata molto povera si riesce a contenere la temperatura adiabatica di fiamma, vedi fig. 8.18, con conseguente sollievo delle emissioni di NO_x termico, fortemente sensibili alla temperatura, vedi par. 4.5.1, pur con una certa penalizzazione delle prestazioni, in particolare la spinta specifica.

Occorre però notare che l'idrogeno non è di per sé una *fonte* energetica (non esistono giacimenti di idrogeno), bensì semplicemente un *vettore* energetico. Oltre il 90% della produzione globale di idrogeno deriva dal processo di *reforming* del metano, in cui l'atomo di carbonio contenuto nel metano viene ossidato a CO_2 (la quale quindi non viene rilasciata in quota, bensì nel processo di produzione, con lo stesso effetto sul riscaldamento globale). Occorrerà quindi produrre idrogeno attraverso elettrolisi dell'acqua (che produce solo idrogeno ed ossigeno), utilizzando però energia elettrica prodotta da fonti rinnovabili (ossia *non* dalla combustione di combustibili fossili). Si tenga inoltre presente che la produzione di idrogeno liquido (2003) è di circa 170 t/d negli USA, 19 t/d in Europa, mentre per i soli voli intra–europei ne occorrerebbero, nell'ipotesi che tutta la flotta aerea fosse convertita

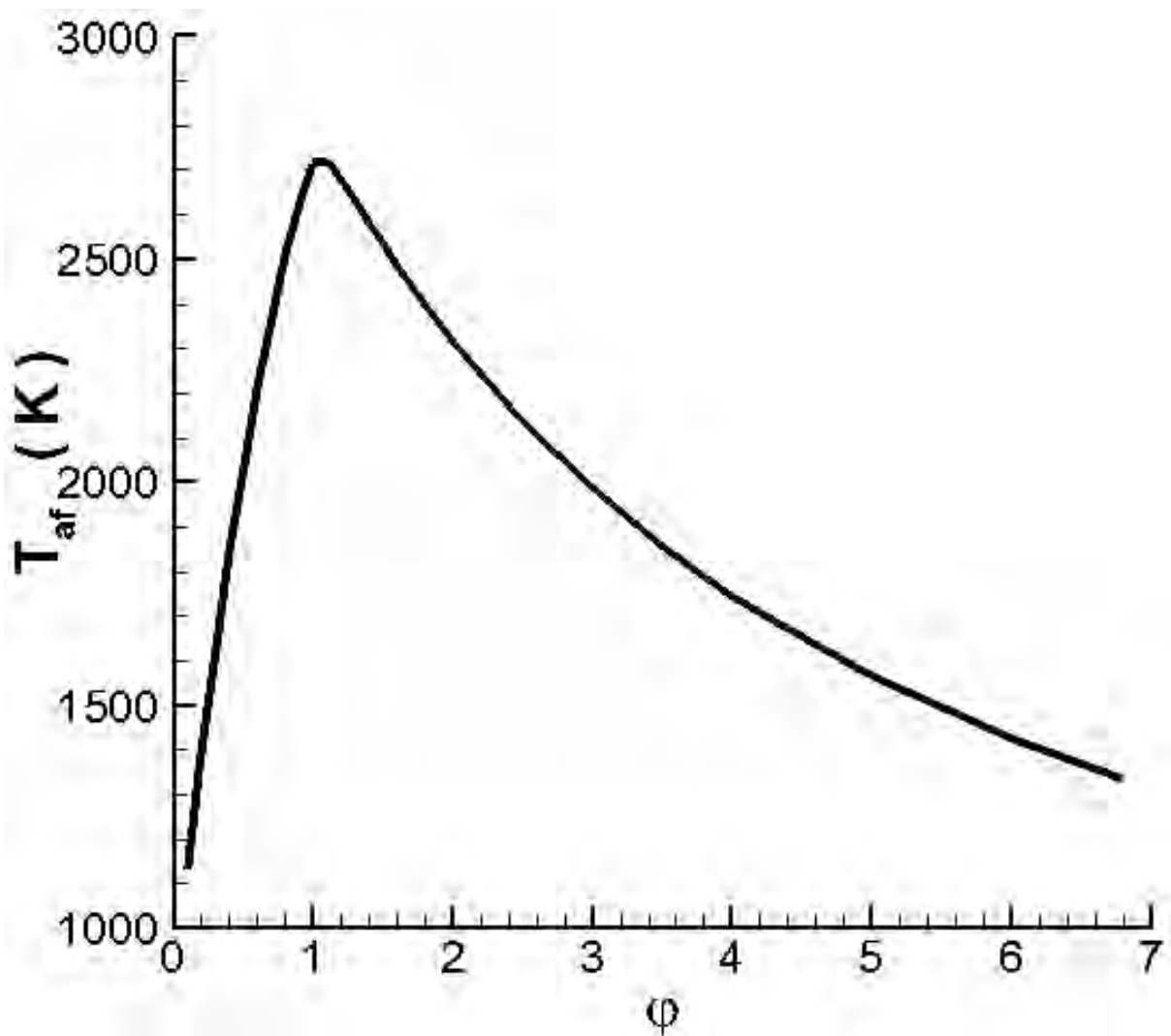



Figure 8.18: Temperatura abiabatica di una fiamma idrogeno–aria a 3 MPa, con aria iniettata a 850 K e combustibile a 298,15 K (tipiche condizioni al decollo), entro il campo di infammabilità della miscela $\{\varphi = [0.1 - 6.8]\}$.

ad idrogeno, 30 000 t/d. Occorre quindi prevedere infrastrutture adeguate, che contemplino in particolare impianti di produzione di idrogeno per elettrolisi in prossimità degli aeroporti. Si noti che ancora altra energia è richiesta per liquefare l'idrogeno. La prospettiva dell'utilizzo dell'idrogeno come combustibile aeronautico implica pertanto tempi lunghi (molti decenni).

8.3.3 Aviazione elettrica

Attualmente viene dedicata molta attenzione alla possibilità di azionare i propulsori aeronautici attraverso motori elettrici, alimentati secondo diverse opzioni, vedi oltre. Vogliamo qui dare una prima indicazione sull'effettiva capacità di questa soluzione in termini di riduzione dell'impatto ambientale dei motori aeronautici.

Modifiche alla struttura del velivolo

Adottare la propulsione elettrica permette di trarre diversi vantaggi. Innanzitutto, si può adottare l'ingestione dello strato limite (*boundary layer ingestion*, BLI), grazie alla maggiore flessibiltà nel posizionamento dei motori azionati elettricamente, per esempio adottando un *tailcone*, vedi fig. 8.19 a sinistra, migliorando in tal modo l'efficienza propulsiva. In secondo luogo, si può devolvere la propulsione a numerosi motori (propulsione distribuita), vedi fig. 8.19 a destra, il che, oltre a permettere la BLI (per esempio posizionando i motori in modo tale che ingeriscano lo strato limite sulla superfice delle ali), porta ad altri numerosi vantaggi.

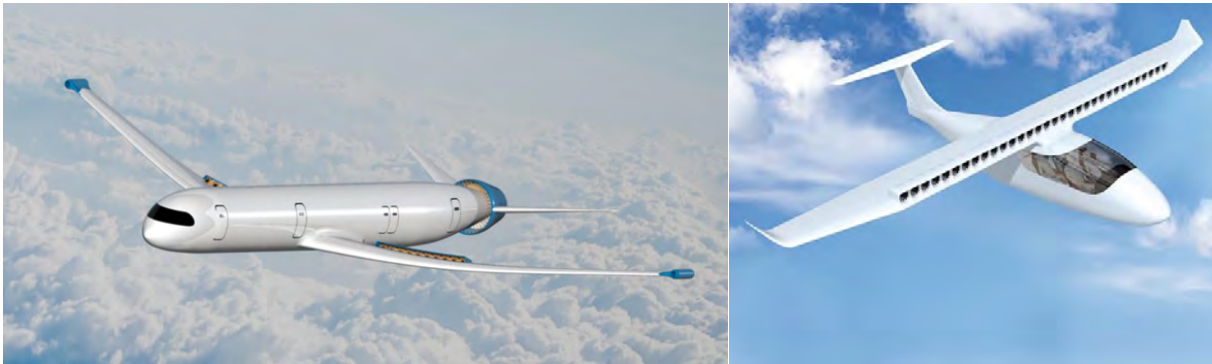



Figure 8.19: (sinistra) Aereo con *tailcone* per *boundary layer ingestion*; (destra) propulsione distribuita, da [181, 182].

Nel caso di *One Engine Inoperative*, la spinta può essere infatti redistribuita tra i motori rimasti operativi, riducendo grandemente la necessità di controllare l'imbardata, quindi con minore area (e peso) dei timoni, e atterraggio di emergenza più sicuro. Inoltre, grazie al grande numero di motori, l'eccesso di spinta per tener contro della condizione OEI è fortemente ridotto, con riduzione del loro peso e costo. È possibile inoltre aumentare la portanza adottando *blowers* sul bordo d'attacco dell'ala, i quali aumentano la velocità del flusso sulla faccia superiore, diminuendo pertanto la pressione su di essa e quindi aumentando la differenza di pressione tra la faccia inferiore e superiore, quindi la portanza, riducendo (a parita' di superficie alare) la lunghezza di pista necessaria per il decollo, o

in alternativa permettendo di ridurre la superficie alare con conseguente risparmio di peso, spinta richiesta, consumo di combustibile, etc.

Ad ogni modo, la propulsione distribuita appare come una *necessità* per gli aerei elettrici, in quanto una stima grossolana mostra che un fan con un rapporto di compressione 1.25 (molto basso, per aver alto rendimento propulsivo η_p) azionato da un motore elettrico da 1 MW (taglia difficilmente superabile oggigiorno) produce solo circa 6 kN al decollo; quindi anche per un aereo di piccola taglia sono richiesti numerosi motori.

L'aerodinamica dell'aeroplano può essere migliorata adottando *tip swirlers* alle estremità delle ali (azionati da motori elettrici) che ridurrebbero la resistenza indotta, o adottando ali di Prandtl, vedi fig. 8.20; in questo caso la maggiore flessibilità nella disposizione dei motori elettrici, e la loro maggiore silenziosità, permettono di contenere il problema del rumore in cabina, citato a proposito della fig. 8.7. Quindi i motori elettrici non vanno pensati come puri e semplice sostituti degli attuali motori su aerei già esistenti.

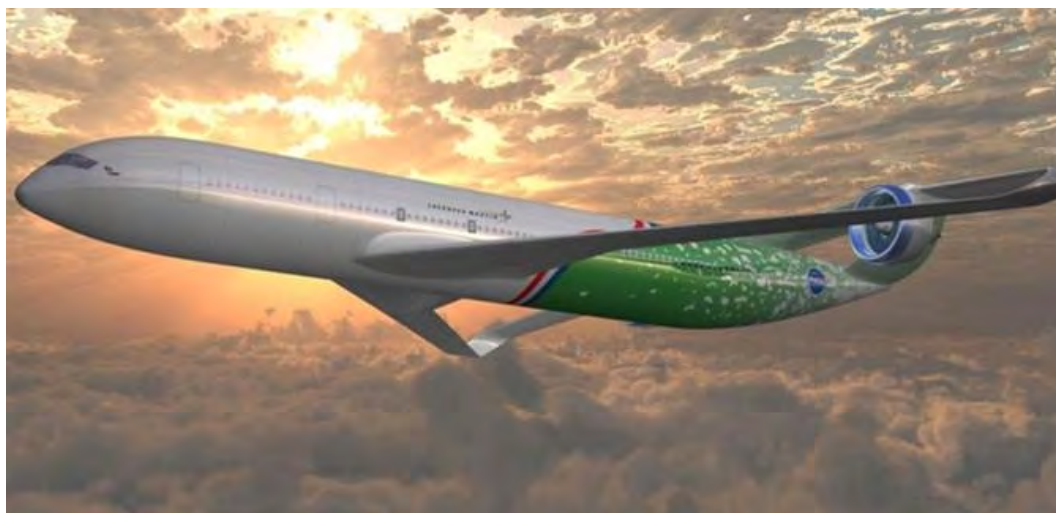



Figure 8.20: Aereo turboelettrico con ala di Prandtl ipotizzato da NASA/Lockheed Martin, da [183].

Opzioni per la propulsione elettrica

Sono in linea di principio adottabili diverse configurazioni, vedi fig. 8.21:

<u>All–Electric Aircraft</u> (AEA), in cui tutta la potenza necessaria ai motori elettrici viene fornita da batterie a bordo (o in linea di principio anche da celle a combustibile, o supercondensatori);

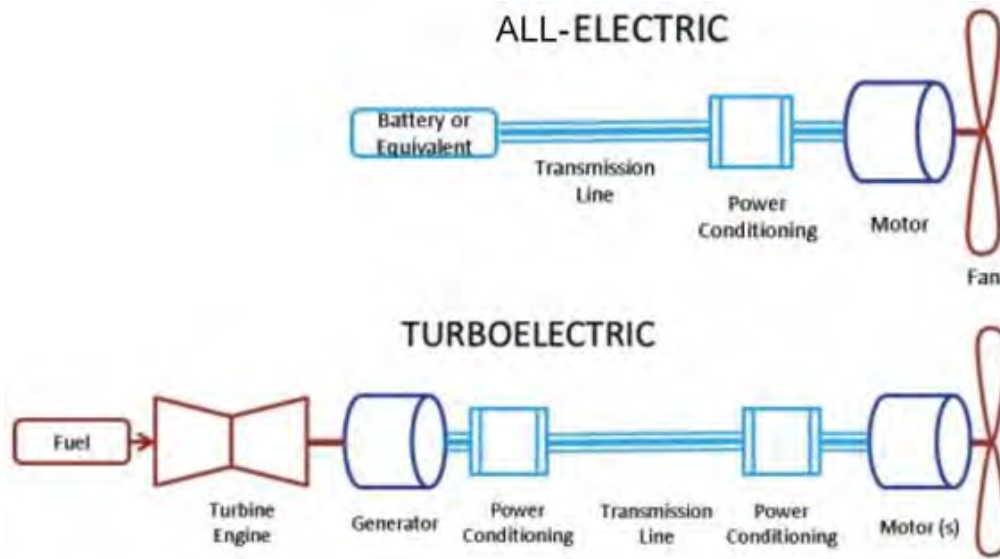



Figure 8.21: Opzioni per la propulsione elettrica, adattata da [184].

Turbo–Electric Aircraft (TEA), nei quali la potenza elettrica è generata da turbine a gas convenzionali che azionano alternatori, per poi azionare i motori elettrici;

Hybrid–Electric Aircraft (HEA), che usano una configurazione in serie o in parallelo per assistere motori convenzionali in fasi critiche (per esempio il decollo) in cui è richiesta potenza extra per un periodo molto breve.

Valutiamo brevemente prospettive e problemi di queste configurazioni.

Negli **All–Electric Aircrafts** (AEA), l'energia specifica e_b delle batterie (energia per unità di massa, usualmente espressa in unità Wh/kg) gioca il ruolo di fattore controllante nel determinare le prestazioni dell'aereo, l'autonomia in particolare; i valori tipici per alcuni tipi di batteria (valori conseguibili attualmente, o nel prossimo futuro) sono riportati in fig. 8.22, a confronto con il potere calorifico inferiore del combustibile Jet–A1 (anch'esso qui espresso in Wh/kg, per quanto il dato non sia direttamente confrontabile, in quanto il combustibile rilascia energia sotto forma di calore, il che implica un'efficienza termodinamica che può a malapena raggiungere il 50%, mentre l'energia elettrica è sfruttata dai motori elettrici con un rendimento almeno del 90%). Si nota che le migliori batterie attualmente disponibili (Licerion®, [185]), presentano un'energia specifica di oltre un ordine di grandezza inferiore a quella del Jet–A1. Le batterie metallo–aria (alluminio–aria e litio–aria), *in teoria* potrebbero fornire un'energia specifica prossima a quella del cherosene, ma sono a tutt'oggi lontane da un utilizzo pratico, in quanto non sono disponibili commercialmente, sopportano un nu-

mero di cicli di carica/scarica molto limitato (massimo 50), restituiscono solo il 65% dell'energia di carica, ed inoltre non sono stabili nel lungo periodo[47].

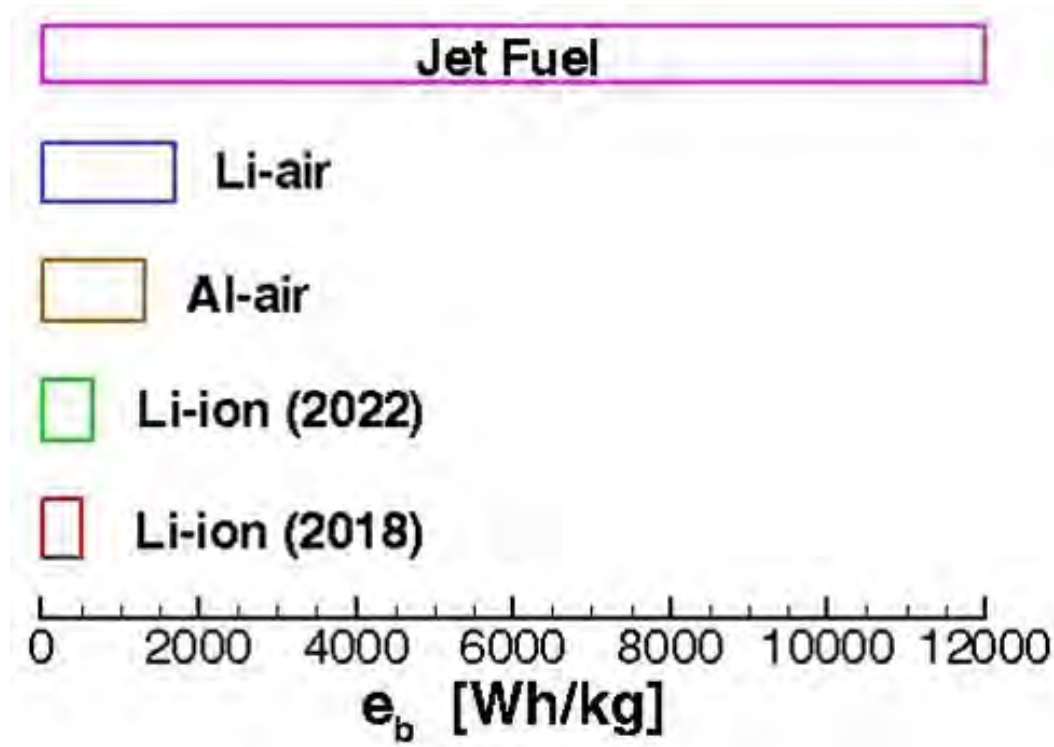



Figure 8.22: Energia specifica di alcuni tipi di batterie, confrontata con quella del combustibile Jet–A1, da [186].

Per un aereo elettrico[48], l'equazione dell'autonomia si scrive (tenendo anche conto della mezz'ora di riserva richiesta dalle norme, sebbene trascurando ancora *taxiing*, decollo, salita, ed approccio)

$$s \;=\; 3.6 \cdot \frac{L}{D}\,\eta_o\,\frac{e_b}{g}\,\frac{m_b}{m_{TO}} \;-\; 0.5\,V_0 \tag{8.1}$$

con l'autonomia espressa in km, l'energia specifica in Wh/kg, la velocità di crociera V_0 in km/h, l'accelerazione di gravità in m/s^2, mentre le altre grandezze (tra cui il rapporto tra la massa delle

[47]Un problema minore è rappresentato dal fatto che la massa di queste batterie aumenta lievemente durante la scarica, a causa della combinazione degli elettrodi con l'ossigeno atmosferico.

[48]Ovviamente in questo caso non si può usare l'eq. di Breguet ([19], par. 3.5), in particolare perché la massa dell'aereo *non* diminuisce nel tempo (per via del consumo di combustibile).

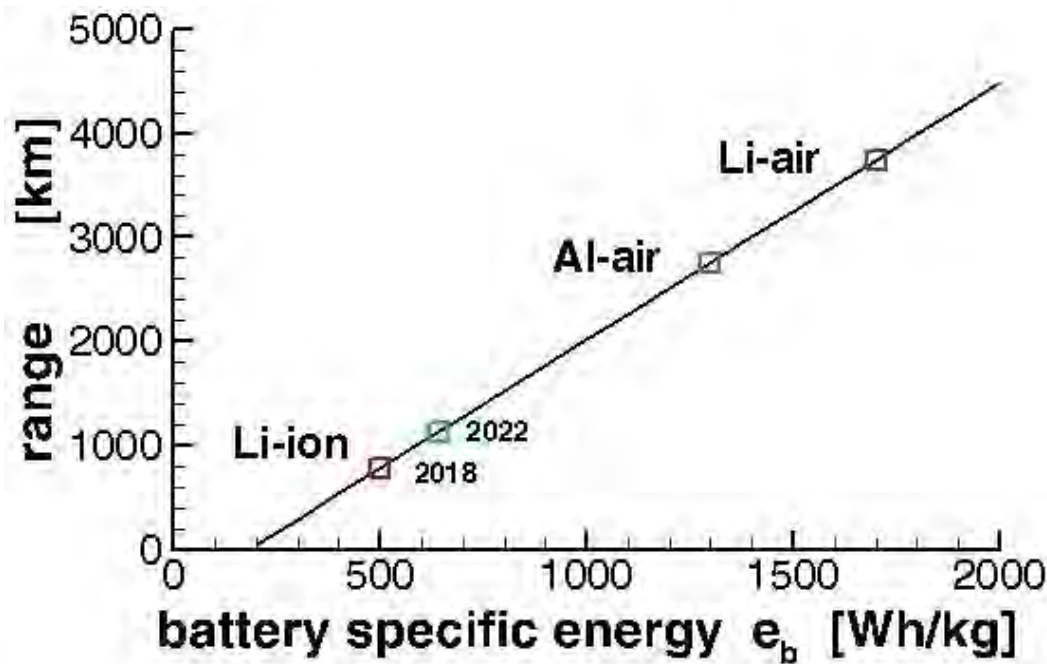



Figure 8.23: Autonomia in funzione della potenza specifica delle batterie, adattata da [186].

batterie m_b e la massa al decollo m_{TO}) sono adimensionali. Prima di applicare l'eq. 8.1 bisogna considerare che la configurazione dell'aereo elettrico permette di ottenere significativi aumenti di alcuni indici di prestazione. In particolare, il rendimento globale risulta notevolmente migliore rispetto a quello di una turbina a gas, grazie al miglior rendimento del motore elettrico e l'uso della BLI e di grandi portate di aria (ossia conferendo un piccolo incremento di velocità ad una grande portata, il che migliora il rendimento propulsivo). Assumendo un rendimento globale del 73% (contro il 43% tipico di una turbina a gas), ed una efficienza aerodinamica L/D=23 (contro 20 per un aereo convenzionale), nonché una velocità di volo di 900 km/h, l'eq. (8.1) porta ai risultati mostrati in fig. 8.23, sotto l'ipotesi di un rapporto m_b/m_{TO}=0.4 (valore in effetti però tipico del rapporto massa combustibile su massa al decollo m_f/m_{TO} di aerei a *lungo* raggio).

Si può osservare che con le batterie Li–ion attualmene disponibili, o con quelle che saranno disponibili nel prossimo futuro, l'autonomia massima di un AEA non supera i 1000 km, il che ne limita l'applicazione a velivoli regionali, che rappresentano solo circa l'1.7% del valore di mercato della crescita prevista della flotta aerea globale nei prossimi anni, vedi fig. 8.24 (la figura indica il *numero* di aerei di cui è prevista l'entrata in servizio, ma gli aerei a breve raggio, di taglia più piccola rispetto a quelli a lungo raggio, presentano ovviamente un costo unitario minore). In termini di consumo di combustibile, la fig. 8.25 mostra che gli aerei per trasporto regionale rappresentano al più il 13%

(includendo i turboelica) del consumo della flotta aerea globale, ma probabilmente anche meno, in quanto gli aerei regionali sono definiti come quelli con autonomia fino a 1500 km.

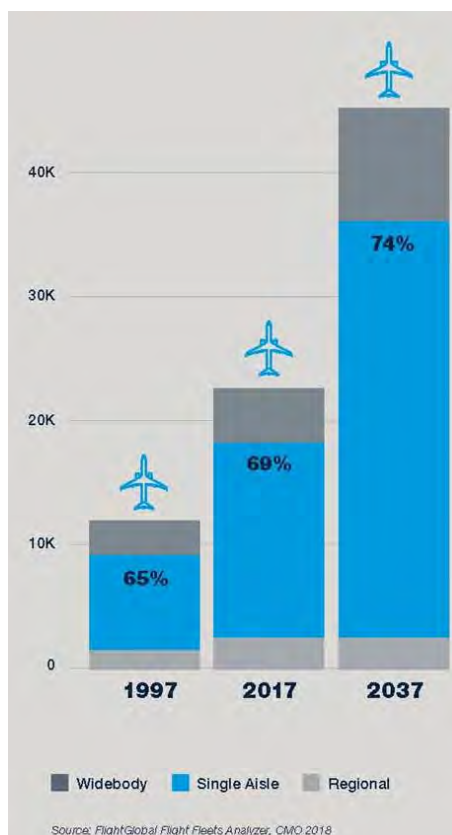



Figure 8.24: Numero di aerei di prevista immissione in servizio, divisi per categorie, da [34].

Il tempo di ricarica delle batterie assume un ruolo cruciale per i voli a breve raggio; tuttavia, nonostante un continuo progresso, il tempo di ricarica risulterebbe più lungo dei tempi di *turnaround* degli aerei convenzionali. Si potrebbe anche effettuare una ricarica molto rapida, ma ciò ridurrebbe la vita delle batterie, aumentando quindi i costi operativi [188].

Inoltre, la densità volumetrica di energia delle attuali batterie è molto più bassa rispetto a quella del Jet–A1 (circa 1000 Wh/litro contro circa 10 000 per il Jet–A1), il che comporta ulteriore volume (quindi resistenza aerodinamica) e massa dell'aereo, che compensano in parte i sopra menzionati vantaggi dell'aviazione elettrica. In aggiunta, le batterie dissipano tra il 10% ed il 20% della loro energia di carica sotto forma di calore, per cui devono essere previsti radiatori, con una conseguente penalizzazione in termini di massa e resistenza aerodinamica, probabilmente considerevole.

È anche il caso di ricordare che sul Boeing 787 si verificarono diversi incendi a causa del surriscal-

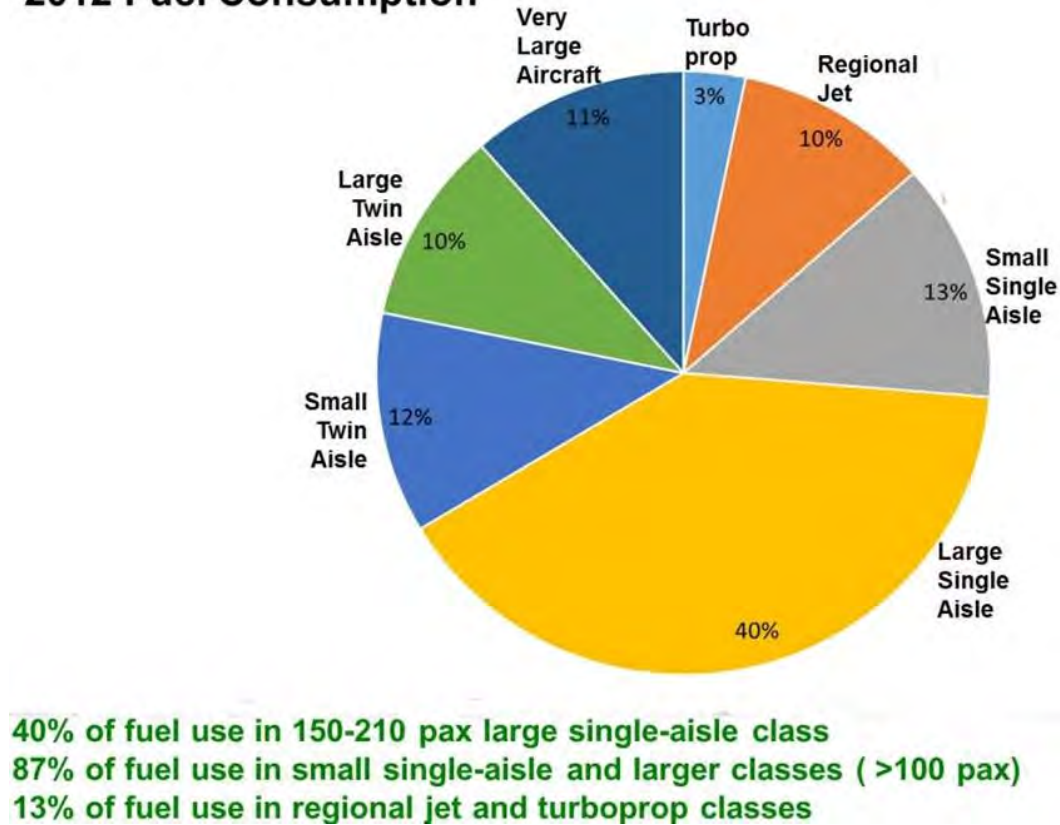



Figure 8.25: Percentuale di combustibile avio utilizzato a livello globale, per categorie di aerei, da [187].

damento delle batterie ausiliare a Li–ion, che portarono nel 2013 ad un fermo di tre mesi di tutti gli aerei di questo tipo. L'uso di tecnologie con elettroliti acquosi, anziché infiammabili, potrebbe migliorare la sicurezza, sebbene a costo di una riduzione dell'energia specifica

Nei **Turbo–Electric Aircrafts** (TEA), per superare il limite della modesta energia specifica delle batterie, si pensa di utilizzare turbine a gas non per produrre una spinta, ma per azionare un alternatore che a sua volta aziona una serie di fan attraverso motori elettrici. In questa configurazione si hanno due trasformazioni di energia in più, da meccanica ad elettrica nell'alternatore, e da elettrica a meccanica nel motore elettrico. Questo naturalmente implica una degradazione del rendimento termodinamico, tuttavia si può ottenere un significativo beneficio in termini di rendimento propulsivo, che può in effetti compensare le perdite sopra citate. È comunque evidente che il bilancio dipende strettamente dal rendimento dei componenti aggiuntivi, ossia alternatore, unità di condizionamento della potenza, linee elettriche e motore elettrico, che comunque in generale sono alquanto alti. Alcuni

studi indicano che un turbogeneratore convenzionale (alimentato cioè con combustibile avio) può ridurre il consumo per passeggero–km di qualche punto percentuale, per esempio del 7%, quindi dando un impatto molto limitato al contenimento del riscaldamento globale indotto dagli aerei.

Un'opzione molto più efficace nei riguardi del riscaldamento globale sarebbe quella di usare come combustibile l'idrogeno liquido, che tuttavia comporterebbe problemi operazionali totalmente diversi, in parte esaminati nel par. 8.3.2. Bisogna poi ricordare che l'attuale produzione globale di idrogeno si affida per il 90% al processo di *reforming* del metano, quindi le emissioni di CO_2 di un TEA ad idrogeno risultano circa equivalenti a quello di un aereo alimentato a cherosene. In teoria è possibile generare l'idrogeno mediante elettrolisi dell'acqua (quindi senza emissione di CO_2), ma l'energia elettrica utilizzata dovrebbe essere prodotta da fonti rinnovabili. Ciò richiederebbe un cambiamento radicale del paradigma operativo, e quindi tempi di sviluppo molto lunghi.

Se si adotta come combustibile l'idrogeno liquido, tenuto quindi a temperature criogeniche (20 K), i componenti elettrici possono essere tenuti a temperature tali da indurre superconduttività, che di certo migliora i rendimenti. D'altro canto, la superconduttività implica una propagazione estremamente veloce di eventuali problemi elettrici, che può risultare difficile controllare. Inoltre, tenere i componenti a temperature criogeniche risulta difficilmente fattibile nel caso di propulsione distribuita, perché tutti i motori dovrebbero essere raffreddati da estese linee percorse da idrogeno liqido. Tuttavia, in sistemi propulsivi ibridi l'alternatore posto vicino alla turbina potrebbe ancora essere superconduttivo [189, 190].

Gli **Hybrid Electric Aircraft** (HEA) prevedono di usare una spinta generata da fan azionati da motori elettrici solo in alcuni fasi del volo, nelle quali è richiesta la massima potenza. Le fasi operative che dettano i requisiti di spinta propulsiva di un aereo sono generalmente il decollo, (in particolare in condizioni di *One Engine Inoperative*, o meno frequentemente, di *top–of–climb*, vedi [19], par. 14.5–7). In particolare, i requisiti di spinta al decollo dipendono criticamente dal valore della superficie alare, che a sua volta è un'importante componente della massa totale dell'aereo. Perciò, la possibilità di sfruttare una spinta extra al decollo (generata appunto da fan azionati da motori elettrici) potrebbe diminuire la massa al decollo dell'aereo, con conseguenti ripercussioni sul consumo di combustibile e sulle relative emissioni. A tal fine, l'energia rilasciata da batterie potrebbe essere usata per azionare fan e fornire una spinta extra al decollo e durante la salita, contribuendo quindi a ridurre le dimensioni ed il peso delle ali. In questo caso, la bassa energia specifica delle batterie costituisce un problema relativamente minore, grazie alla breve durata della fase di decollo; tuttavia la potenza specifica (potenza per unità di massa, misurata in W/kg) potrebbe diventare critica. Ma se l'operazione ibrida è continuata per tutta la fase di salita, l'energia specifica può ritornare nuovamente controllante. Possono essere usate diverse architetture, con fan che operano in parallelo con i motori a turbina a

gas (turbofan), o in serie (cioè la potenza per azionare il fan è fornita in parte dalla turbina, in parte dal motore elettrico, che si trovano sullo stesso asse).

Considerazioni economiche

Un argomento usato di frequente a supporto dell'aviazione elettrica è che il costo dell'energia elettrica è più basso del costo dell'energia prodotta bruciando Jet–A1, vedi fig. 8.26. Questo suggerirebbe che immagazzinare energia elettrica su batterie a bordo sia economicamente conveniente. Questo argomento tuttavia trascura diversi fattori. In primo luogo, le batterie restituiscono solo tra l'80 ed il 90% dell'energia ricevuta durante la carica; ulteriori perdite si hanno nella conversione in energia del getto.

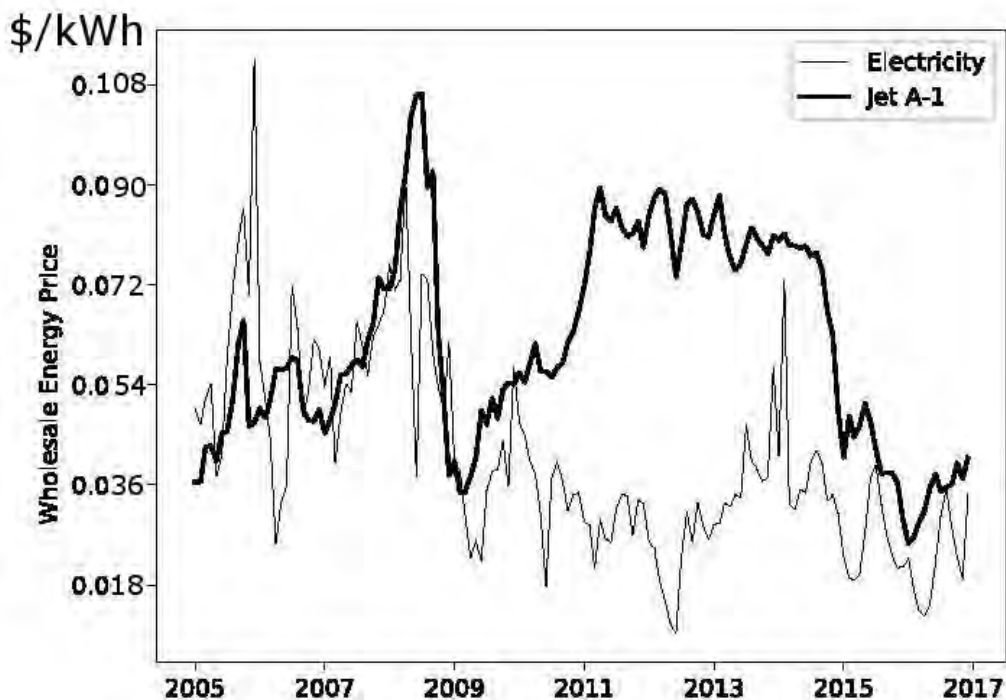



Figure 8.26: Costo dell'energia elettrica e da combustibile avio, adattata da [191].

In secondo luogo, il costo dell'energia elettrica può essere effettivamente più basso di quella ottenuta dal Jet–A1, ma questo è certamente dovuto, almeno in parte, al fatto che le centrali termoelettriche adottano in gran parte combustibili relativamente economici, ma altamente inquinanti (olio pesante, ed in particolare carbone). La frazione di energia elettrica prodotta da fonti rinnovabili attualmente (2018) è ancora sotto il 25% [192], ed una frazione rilevante di essa è prodotta attraverso biocom-

bustibili, che anche producono rilevanti allarmi ambientali, vedi par. 2.3.5, a causa delle concomitanti emissioni di potenti GHG come il metano ed il protossido di azoto, quest'ultimo anche un ODG, vedi par. 2.4.

Poiché la vita operativa delle batterie è limitata ad alcune centinaia, o al più poche migliaia di cicli di carica/scarica, il costo della loro sostituzione alla fine della loro vita operativa deve essere incluso nei costi dell'energia. Al costo attuale di una batteria Li–ion di circa 140 \$/kWh, con una vita operativa di circa 450 cicli, il costo delle batterie da solo pone in secondo piano il costo dell'energia elettrica per la carica. Anche assumendo che nel prossimo futuro si possa raggiungere l'obiettivo di un costo delle batterie intorno ai 100 \$/kWh, ed un numero di cicli operativi intorno a 1000, il costo dell'energia elettrica in ingresso (per la quale assumiamo 0.03 \$/kWh, in base alla fig. 8.26) più il costo delle batterie portano ad un costo per kWh elettrico ricavabile da

$$\text{costo kWh}_{e,input} + \frac{\text{costo batterie per kWh}_e}{\text{numero di cicli di carica/scarica}} = 0.03 + \frac{100}{1000} = 0.13\,\$ \qquad (8.2)$$

quindi ben superiore a quello derivante dall'utilizzo di Jet–A1. Occorre anche tener in considerazione il problema ambientale derivante dalla discarica o riciclo di un grande quantitativo di batterie.

Le limitazioni nell'autonomia di AEA potrebbero in linea di principio essere superate adottando una ricarica delle batterie in volo, ma questa possibilità risulta estremamente lontana e complessa.

Conclusioni

Dalle considerazioni svolte sopra, si evince che la maggior parte delle soluzioni proposte per aerei elettrici può dare solo un contributo molto limitato alla riduzione dell'impatto ambientale dell'aviazione, ed implica costi sostanzialmente maggiori. L'unica alternativa, certo non scevra da problemi, che potrebbe in linea di principio ridurre questo impatto sembra quella di un TEA alimentato da idrogeno liquido, ammesso che tale combustibile sia generato per elettrolisi da fonti rinnovabili di energia elettrica. Questo richiede un cambiamento del paradigma delle infrastutture aeroportuali e, soprattutto, un deciso cambiamento delle politiche con i quali sono attualmente affrontati i problemi ambientali.

Bibliography

[1] Website www.sascargo.com.

[2] FAA (Federal Aviation Administration), SAGE – System for assessing aviation's global emissions, Version 1.5, Global Aviation Inventories for 2000 through 2004, FAA–EE–2005–02, 2005.

[3] Zurich Airport, Aircraft emission charges Zurich airport, 2010.

[4] Smith, M.J.T., *Aircraft noise*, Cambridge Univ. Press, 1989.

[5] Dickson, N., Aircraft noise technology and international noise standards, presentazione, 2015.

[6] McManus, K., Low–emission gas turbine combustion: design trends and challenges, presentazione, MACCCR workshop, 2014.

[7] Faber, J., Greenwood, D., Lee, D., Mann, M., Mendes de Leon, P., Nelissen, D., Owen, B., Ralph, M., Tilston, J., van Velzen, A. e van der Vreede, G., Lower NO_x at higher altitudes – policies to reduce the climate impact of aviation NO_x emissions, Delft, CE Delft, 2008.

[8] ...

[9] Airports Commission from International Energy Agency, *Transport, Energy and CO2*, 2009.

[10] Dirks, G.A., Noise – a driver for change, 8th ASC–CEAS Workshop, 2004.

[11] Lord, W. K., Aircraft noise source reduction technology, Airport Noise Symposium, Palm Springs, CA, 2004.

[12] Civil Air Navigation Services organization & Airports Council International, Managing the impact of aircraft noise, 2015.

[13] Dickson, N., Local air quality and ICAO engine emissions standards, presentazione, 2014.

[14] ACARE, European aeronautics: a vision for 2020, 2001, website www.acare4europe.org/html/documentation.asp.

[15] ACARE, Aeronautics and air transport: beyond vision 2020 (towards 2050), 2010, website www.acare4europe.org/docs/Towards2050.pdf.

[16] FAA CLEEN Consortium, Open Session 8 Nov. 2012, website www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/apl/research/aircraft_technology/cleen/2012_consortium/media/GE_CLEEN_Projects_Briefing.pdf

[17] Flightglobal, Commercial Engines 2013, Special Report, 2013.

[18] European Commission, Flightpath 2050, Europe's vision for aviation, 2011, website www.acare4europe.com/documents/latest-acare-documents/acare-flightpath-2050.

[19] Lentini, D., Dispense del corso di Propulsione Aerospaziale, Sapienza Univ. di Roma, website http://dma.dima.uniroma1.it:8080/STAFF2/lentini.html (*Lecture Notes*), oppure www.ingaero.uniroma1.it/index.php?option=com_content&view=article&id=1947&Itemid=2186&la

[20] Suresh, K., Sai Sharath, K., Vigneshwara, K. e Rajiv, V., Developing a programme for engine design calculations of a commercial airliner, *Int. J. Modern Engineering Research* 5:48–59, 2015.

[21] Website airinsight.com/2011/11/09/comparing-the-new-technology-narrow-body-engines-gtf-vs-leap-maintenance-costs.

[22] Website www.imeche.org/news/news-article/open-rotor-engine-may-fly-this-decade.

[23] Website www.slideshare.net/amaliqmal/types-of-jet-propulsion-engine-1.

[24] Button, K., The green engine debate, *Aerospace America*, gennaio 2016, pagg. 34–40.

[25] Rolt, A.M e Baker, N.J., Intercooled turbofan engine design and technology research in the framework of 6 NEWAC programme, paper ISABE–2009–1287, 2009.

[26] www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/winglets.html.

[27] Dodds, W., Engine and aircraft technologies to reduce emissions, presentazione, 2002.

[28] Eurocontrol, The Flight Efficiency Plan, website www.eurocontrol.int/dmean/public/standard_page/Flight_Efficiency_Plan.html.

[29] ENAV, Flight Efficiency Plan, 2015.

[30] Website www.aviationenglishacademy.com.au/worries-about-the-use-of-composite-material-in-new-aircraft/.

[31] EGTS, Introducing EGTS®, the future of aircraft taxiing, website www.greentaxiing.com.

[32] Website flightclub.jalopnik.com/electric-taxiing-motors-could-save-airlines-millions-of-1562593360.

[33] Kroo, I., Aircraft design: synthesys and analysis, website adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html.

[34] Boeing, Commercial Market Outlook 2018–2037, website www.boeing.com/resources/boeingdotcom/commercial/market/commercial-market-outlook/assets/downloads/2018-cmo-09-11.pdf, 2018.

[35] Jenkinson, L.R., Simpkin, P. e Rhodes, D., *Civil jet aircraft design*, Arnold, London, 1999.

[36] Website twitter.com/yourheathrow/status/666905311329067008.

[37] Gates, D., Boeing admits its 747 'Queen of the skies' has no future as passenger plane, The Seattle Times, 20 June 2017.

[38] Rimbert, P., Petrolio e paranoia, in *Le Monde Diplomatique*, 2, aprile 2015.

[39] Website www.fltechnics.com/en/media-relations/press-releases/gediminas-ziemelis-selecting-the-optimal-engine-for-the-a320-neo-the-pw1100g-gtf-or-the-cfmi-leap-x.

[40] Website centreforaviation.com/analysis/iea-increases-2010-energy-consumption-forecast-20899.

[41] Website www.caa.co.uk.

[42] Barrett, S.R.H., Britter, R.E. and Waitz, I.A., Global mortality attributable to aircraft cruise emissions, *Environ. Sci. Technol.* 44:7736–7742, 2010.

[43] *Environmental Research Letters*, news release, 11.07.2013.

[44] Website www.planecrashinfo.com/cause.htm.

[45] De Nevers, N., *Air pollution control engineering*, 2nd ed., McGraw–Hill, Boston, 2000.

[46] Website www.geography.hunter.cuny.edu/tbw/wc.notes/13.air.pollution/london_1952.htm.

[47] Website www.sciencemag.org/news/2017/01/brain-pollution-evidence-builds-dirty-air-causes-alzheimer-s-dementia.

[48] Website www.engineeringtoolbox.com.

[49] Prather, M.J. e Logan, J.A., in 25th Symp. (Int.) on Combust., The Combustion Institute, Pittsburgh, 1994, pagg. 1513–1527.

[50] NOAA, The NOAA annual greenhouse gas index (AGGI), website www.esrl.noaa.gov/gmd/aggi/aggi.html, 2013.

[51] Website www.climatecentral.org.

[52] Nierenberg, D. e Halweil, B., 'Cultivating food security', in *State of the world 2005*, Worldwatch Institute, Norton, New York, 2005.

[53] Livi Bacci, M., *Storia minima della popolazione del mondo*, Il Mulino, Bologna, 2005.

[54] Website www.realnews24.com/list-of-foods-we-will-lose-if-we-dont-save-the-bees/.

[55] Moritz, R.E., Bitz, C.M. e Steig, E.J., Dynamics of recent climate change in the Arctic, *Science* 297:1497–1502, 2002.

[56] Website earthfriends.wri.org/images/ocean_pH_change.jpg.

[57] IPCC, Fourth assessment report, 2007.

[58] WHO, Climate change and health, website www.who.int/mediacentre/factsheets/fs266/en/, 2013.

[59] Website globalwarming-facts.info/causes-global-warming-human/.

[60] Website www.skepticalscience.com/The-correlation-between-CO2-and-temperature.html.

[61] Website globalwarming-facts.info/causes-global-warming-human/.

[62] Kling, G., website www.globalchange.umich.edu/globalchange1/current/lectures/kling/water_nitro.ht

[63] World Coal Association, website www.worldcoal.org/resources/coal-statistics/.

[64] BP Statistical Review of World Energy, website bp.com/statisticalreview, 2010.

[65] World Meteorological Organization, *Greenhouse Gas Bullettin*, 13, 2017.

[66] IPCC, Climate change 2013: the physical science basis, website www.ipcc.ch/report/ar5/wg1/, 2014.

[67] Website www.crystalinks.com/contrails.html.

[68] Website science-edu.larc.nasa.gov/contrail-edu/resources/Contrail_Formation_English.pdf

[69] Website www.meted.ucar.edu.

[70] Website contrailscience.com/aerodynamic-and-rainbow-contrails/.

[71] Website www.theozonehole.com/airtraffic.html.

[72] Button, K., Curbing contrails, *Aerospace America*, febbraio 2016, pagg. 20–27.

[73] Noppel, F. e Singh, R., Overview on contrail cirrus and cloud avoidance technology, *Journal of Aircraft* 44:1721–1726, 2007.

[74] Urbano S., Ottimizzazione del profilo di volo di un velivolo commerciale al fine del contenimento del consumo, tesi di laurea in Ingegneria Aerospaziale, Sapienza Università di Roma, a.a. 2011/12.

[75] Clare, D., 'Reducing black carbon', in *State of the world 2009*, Worldwatch Institute, Norton, New York, 2009.

[76] Lite, J., Soot solution: new stoves?, *Scientific American* 16 aprile 2009.

[77] Hunt, S.C., Sawin, J.L. e Stair, P., 'Cultivating renewable alternatives to oil', in *State of the world 2006*, Worldwatch Institute, Earthscan, London, 2006.

[78] Smith, K. A., Mosier, A. R., Crutzen, P. J. e Winiwarter, W., The role of N2O derived from crop–based biofuels, and from agriculture in general, in Earths climate. *Phil. Trans. Royal Soc. B: Biological Sciences*, 367:1169-1174, 2012.

[79] *New York Times*, 26 giugno 2006.

[80] Website www.nesdis.noaa.gov/content/points-lagrange-satellite-million-miles-home.

[81] David, L., *Aerospace America*, settembre 2007, pagg. 32–37.

[82] ETC Group e Heinrich Böll Foundation, Climate change, smoke and mirrors, 2017.

[83] Central Intelligence Agency, The World Factbook, website www.cia.gov/library/publications/the-world-factbook/fields/2018.html, 2014.

[84] Website www.earth-policy.org/data_highlights/2011/highlights13.

[85] Website familyinequality.wordpress.com/2015/05/14/updated-age-education-birth-figures.

[86] Website www.nhs.uk/Livewell/Goodfood/Pages/red–meat.aspx.

[87] S. George, *How the other half dies – The real reasons for world hunger*, Penguin, Hardmonsworth, 1977.

[88] *New York Times*, 25 gennaio 2018.

[89] Website chartsbin.com/view/12730.

[90] Cassidy, E.S, West, P.C., Gerber, J.S. e Foley, J.A., Redefining agricultural yields: from tonnes to people nourished per hectare, *Environmental Research Letters*, 8:1–8, 2013.

[91] Website www.huffingtonpost.com/2012/06/28/meat-environment-deforestation_n_1633735.html.

[92] Tilman, D., Fargione, J., Wolff, B., D'Antonio, C., Dobson, A., Howarth, R., Schindler, D., Schlesinger, W.H., Simberloff, D. e Swackhamer, D., Forecasting agriculturally driven global environmental change, *Science* 292:281–281, 2001.

[93] Fahey, D.W e Egglin, M.I. (coordinating lead authors), Twenty questions and answers about the ozone layer: 2010 update, Scientific assessment of ozone depletion: 2010. World Meteorological Organization, Ginevra, 2010.

[94] McDermid, S., Leblanc, T., Cageao, R. e Walsh, D., Stratospheric ozone climatology from lidar measurements at Mauna Loa, 2000.

[95] Liley, J.B., voce 'Ozone', in *Encyclopedia of world climatology*, (Oliver, J.E., ed.), Springer, Dordrecht, 2005.

[96] Newman, P. A., Oman, L. D., Douglass, A. R., Fleming, E. L., Frith, S. M., Hurwitz, M. M., Kawa, S. R., Jackman, C. H., Krotkov, N. A., Nash, E. R., Nielsen, J. E., Pawson, S., Stolarski, R. S., e Velders, G. J. M., What would have happened to the ozone layer if chlorofluorocarbons (CFCs) had not been regulated?, *Atmospheric Chemistry and Physics* 9:2113–2128, 2009.

[97] Website www.hellotrade.com/wiromet-poland/steam-turbine-blades.html.

[98] Website www.powergenerationequipment.com/sealing.htm.

[99] Website jsengineering.blogspot.it/p/products.html.

[100] Website www.power-eng.com/articles/print/volume-114/issue-11/features/advanced-sealing-technology-extends-equipment-life.html.

[101] ..., .., ..., ..., ..., ...

[102] Lefebvre, A.H. e Ballal, D.R., *Gas turbine combustion*, 3rd ed., CRC, Boca Raton, 2010.

[103] Gunston, B., *Jane's aeroengines*, Jane's, London, 1998.

[104] Lefebvre, A.H., *Gas turbine combustion*, Hemisphere, New York, 1983.

[105] Shepherd, D.G., *Aerospace propulsion*, Elsevier, New York, 1972.

[106] Bradley, A., An aero–engine vision of 2020, 8th ASC–CEAS Workshop, 2004.

[107] NASA, website www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/burner.html.

[108] Singh, A., Mehregany, M., Phillips, S.M., Harvey, R.J. e Benjamin, M., *Atomization and Sprays*, 8:405–418, 1998.

[109] Wassell, A.B. e Banghu, J.K., ASME paper 80–GT–66, 1980.

[110] Website science.howstuffworks.com/stealth-bomber3.htm.

[111] Website en.wikipedia.org/wiki/Andersen_Air_Force_Base.

[112] Zinn, S.V., Jr., Inerted fuel tanks oxygen concentration requirements, rapporto FAA–RD–71–42, 1971.

[113] Moussa, N.A., Robertson, D. e Devarakonda, V., Factors affecting the limiting oxygen concentration required for ignition in an aircraft fuel tank, International Fire System Working Group, FAA, Atlantic City, 2005.

[114] U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, A review of the flammability hazard of Jet A vapor in civil transport aircraft fuel tanks, rapporto DOT/FAA/AR–98/26, 1998.

[115] Aviation Rulemaking Advisory Committee, Task Group 3, Fuel tank inerting, 1998.

[116] Patterson, P.M., Kyne, A.G., Pourkashanian, M. e Williams A., *Journal of Propulsion and Power*, 2001.

[117] Chase, M.W., *NIST JANAF thermochemical tables*, 4th ed., Springer, 1998.

[118] Website www.fit.edu/~dkirk/4262/Lectures.

[119] Reynolds, W.C., The element potential method for chemical equilibrium analysis: implementation in the interactive program STANJAN, Dept. Mech. Eng., Stanford Univ., 1986.

[120] NASA Glenn Research Center, website http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/ceaguiDownload-win.htm.

[121] Gordon, S. and McBride, B., "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications – I. Analysis", NASA RP 1311–I, 1994.

[122] McBride, B. and Gordon, S., "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications – II. Users manual and program description", NASA RP 1311–II, 1996.

[123] Maas, U. e Warnatz, J., Ignition process in hydrogen–oxygen mixtures, *Combust. Flame* 74:53–69, 1988.

[124] Westbrook, C.K. e Dryer, F.L., Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames, *Combust. Sci. Tech.* 27:31–43, 1981.

[125] Lentini, D., website http://dma.dima.uniroma1.it:8080/STAFF2/lentini.html (*Lecture Notes*).

[126] Lentini, D., Dispense del corso di Modellistica dei Combustori, Sapienza Univ. di Roma, website http://dma.dima.uniroma1.it:8080/STAFF2/lentini.html (*Lecture Notes*).

[127] Website www.etc–cte.ec.gc.ca/databases/oilproperties/pdf/web_jet_a–jet_a–1.pdf.

[128] Lapple, C.E., *Stanford Res. Inst. Jour.* 5:95, 1961

[129] *CRC Handbook of physcs and chemistry*, 84th ed.,(Lide, D.R., ed.), CRC Press, Boca Raton, 2003.

[130] Rink, K.K. e Lefebvre, A.H., *Int. J. Turbo Jet Eng.* 6:113–122, 1989.

[131] Website www.windows.ucar.edu/earth/Life/images/benzopyrene_sm.gif.

[132] Assessing the environmental impact of aircraft noise and emissions, *Prog. Aerospace Sci.* 47:15–52, 2011.

[133] Brunelle–Yeung, E., The impacts of aviation emissions on human health through changes in air quality and UV irradiance, MS thesis, Dept. Aeronatics and Astronautics, MIT, Cambridge, MA, 2008.

[134] Website image.slidesharecdn.com/sulfurcycle-161012000636/95/sulfur-cycle-period-5-10-638.jpg?cb=1476230841.

[135] Website www.globalchange.umich.edu/globalchange1/current/lectures/kling/water_nitro/water_and_nitroge

[136] Farokhi, S., *Aircraft Propulsion*, Wiley, 2009.

[137] Wulff, A. e Hourmouziadis, J., Technology review of aeroengine pollutant emissions, *Aerospace Science & Technology* 8:557–572, 1997.

[138] Lentini, D., paper AIAA–2002–3707, 2002.

[139] Website urn_nbn_se_kth_diva_311-1__fulltext[1].pdf.

[140] Lefebvre, A.H., *Gas turbine combustion*, 2nd ed., Taylor & Francis, New York, 1999.

[141] Richards, E.J. e Mead, D.J., *Noise and acoustic fatigue in aeronautics*, Wiley, London, 1968.

[142] ....

[143] Website www.sciencebuddies.org/science-fair-projects/project-ideas/Phys_p034/physics/extreme-sounds#background.

[144] Website www.airliners.net.

[145] Website www.reffine.com/referatshow-1241-8.html.

[146] Lentini, D., Dispense del corso "Applicazione di modelli di turbolenza avanzati a flussi in convezione naturale e forzata", Rapporto Convenzione Università di Roma "La Sapienza"/ENEA, website http://dma.dima.uniroma1.it:8080/STAFF2/lentini.html (*Lecture Notes*).

[147] Tyler, J.M. e Sofrin, T.G., "Axial flow compressor noise studies", SAE paper 620532, 1962.

[148] Website www.jetphotos.com/photo/6951499.

[149] Website xklsv.org/viewwiki.php?title=B-737.

[150] ....

[151] Website aplusphysics.com/wordpress/regents/tag/snells-law/page/2/.

[152] Zucrow, M.J., *Aircraft and missile propulsion*, Wiley, New York, 1958.

[153] Website soliton.ae.gatech.edu/labs/windtunl/classes/Propulsion/f18shocks.jpg.

[154] Lighthill, M.J., On sound generated aerodynamically, *Proc. R. Soc. Lond. A* 211:564–587, 1952.

[155] Website www.ana.co.jp/promotion/b787/sp/en/eco/.

[156] Website planed.tumblr.com/post/40361571562/md-80-test-bed-for-a-propfan-engine-at-farnborough.

[157] Website www.artic.edu.

[158] "The fantastic five", *Aerospace Engineering*, pp. 15–18, ottobre 2001.

[159] Website channel.nationalgeographic.com/channel/the-link/videos/b-29-superfortress/.

[160] Website www.globalaircraft.org/planes/b-36_peacemaker.pl.

[161] Website encyclopedia2.thefreedictionary.com.

[162] Hill, P.G. e Peterson, C.R., *Mechanics and thermodynamics of propulsion*, 2nd ed., Addison–Wesley, Reading, 1992.

[163] Saounatsos, G., Supersonic transport aicraft (SST) technology readiness and assessment risks, website users.forthnet.gr/ath/saounatsos/hsct.htm.

[164] Liepmann, H.W. e Roshko, A., *Elements of gasdynamics*, Wiley, New York, 1957.

[165] Website globaldefencesystems.blogspot.it/2011/08/xb-70-valkyrie.html.

[166] Website www.murdoconline.net/archives/5406.html.

[167] Website www.concordesst.com/fuelsys.html.

[168] Website www.galenotech.org/chimfis/fondoradiattivo.gif.

[169] Torenbeek, E., Introductory overview of innovative civil transport aircraft configurations, in VKI Lecture Series 2005–06, 2005.

[170] Website news.tts.lt.

[171] Kroo, I., New concepts for quiet and efficient aircraft, 8th ASC–CEAS Workshop, 2004.

[172] ....

[173] Website www.wired.com/2015/11/airbus-patents-detachable-cabins-to-cut-plane-boarding-times/.

[174] Manoha, E., Redonnet, S., Guenanff, R. e Juvigny, X., Numerical simulation of acoustics effect of engine installation for new concepts of aircrafts, 8th ASC–CEAS Workshop, 2004.

[175] Lummer, M., Hemmerle, M., Delfs, J.W. e Kresse, N., Towards a tool for the noise assessment of aircraft configurations, 8th ASC–CEAS Workshop, 2004.

[176] Hill, G.A. e Thomas, R.H., Challenges and opportunities for noise reduction through advanced aircraft propulsion integration airframe and configurations, 8th ASC–CEAS Workshop, 2004.

[177] Kopiev, V.F., Ostrikov, N.N., Chernyshev, S.A., Maslov, A.A. e Fournier, G.F., Are new supersonic–transport configurations insuring engine–noise reduction?, 8th ASC–CEAS Workshop, 2004.

[178] Nangia, R.K., presentazione RKN–SP–2007–100, Bristol, 2007.

[179] Klug, H.G. e Faass, R., *Air & Space Europe* 3:252–254, 2001.

[180] Tantalo, F., Valutazione sull'applicabilità del rifornimento in volo all'aviazione civile, tesi di laurea in Ingegneria Aerospaziale, Sapienza Università di Roma, a.a. 2009/10.

[181] Website www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151_read-29306/year-all/#/-gallery/31662.

[182] Website www.onera.fr/sites/default/files/actualites/breves/Fiche_AMPERE_VA.pdf.

[183] Website www.nasa.gov/images/content/509925main_lockheed_avc_1245x910.jpg.

[184] Del Rosario, R., A future with hybrid electric propulsion systems: a NASA perspective, presentazione, 2014.

[185] Mikhaylik, Y., Kovalev, I., Scordilis–Kelley, C., Liao L., Laramie, M., Schoop, U. e Kelley, T., Licerion® batteries for new era of electrified mobility. 5th World Congress of Smart Materials, Roma, 2019.

[186] Lentini, D. e Tacca, H.E, Opportunities and challenges for electric propulsion of airliners, ISEAS 2019, Budapest, 2019.

[187] Dyson, R., NASA hybrid electric aircraft propulsion, presentazione, NASA Glenn, 2017.

[188] Jaguemont, J., Abdel-Monem, M., Omar, N., van Mierlo, J.e van der Bossche. P., Thermal effect of fast–charging profiles on lithium–ion batteries, 21st Int. Conf. on Electrical Machines and Systems (ICEMS), Korea, 2018.

[189] Haran, K. S., Kalsi, S., Arndt, T., Karmaker, H., Badcock, R., Buckley, B., Haugan, T., Izumi, M., Loder, D., Bray J.W., Masson, P. e Stautner, E.W., High power density superconducting rotating machines – Development, status and technology roadmap, *Superconducting Sci. and Technology*, 30:123002, 2017.

[190] Vratny, P.C., Forsbach, P., Seitz, A. e Hornung, M., Investigation of Universally Electric Propulsion Systems for Transport Aircraft, 29th Congress Int. Council Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, 2014.

[191] Brelje, B.J. e Martins, J.R.R.A., Electric, hybrid and turboelectric fixed-wing aircraft: a review of concepts, models, and design approaches. *Progress in Aerospace Sciences* 104:1–19, 2019.

[192] International Energy Agency, website www.iea.org/renewables2018/.